



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Estudo e Otimização Numérica de Estrutura para Parapente Elétrico

Alexandrina da Conceição Faria Oliveira

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, Fevereiro de 2017

Agradecimentos

A dissertação de mestrado representa o final do meu percurso académico na Universidade da Beira Interior (UBI). Esta Universidade deu-me a possibilidade de conhecer pessoas que atualmente são fundamentais na minha vida e foram um grande apoio ao longo destes anos. Apesar de uma dissertação de mestrado ser um trabalho individual, a sua realização só foi possível pelo conhecimento adquirido durante estes 5 anos resultado da qualidade de ensino e espírito de entajuda fomentado nesta Instituição. Por esse motivo, quero aqui expressar os meus sinceros agradecimentos:

Ao Professor Pedro Vieira Gamboa, meu orientador, pelo acompanhamento do trabalho aqui realizado bem como pelas ideias, sugestões e correções feitas durante todo o processo de elaboração da dissertação.

Ao Engenheiro David Chaumet, pelo apoio e esclarecimento de vários aspetos fundamentais para a concretização deste trabalho.

A todos os meus amigos como sinal de agradecimento dos bons momentos vividos, amizade e partilha de conhecimento ao longo destes anos. Especialmente, quero agradecer ao Pedro Moutinho pela verdadeira amizade, carinho e por termos realizado esta caminhada sempre de mãos dadas.

Por fim, mas mais importante, à minha mãe pela paciência, apoio incondicional e principalmente por nunca duvidar das minhas capacidades. Ao meu irmão Joaquim, por ser um exemplo de trabalho, dedicação, perseverança, humildade e meu braço direito na superação de muitos obstáculos.

Resumo

O parapente ou parapente motorizado é uma atividade desportiva que tem crescido e evoluído consideravelmente nos últimos anos. A par dessa evolução surgiu o parapente elétrico ParaFlyVOne, que foi idealizado pelo Engenheiro David Chaumet. As principais características inovadoras do ParaFlyVOne são o formato da estrutura de suporte e a distribuição adequada de cada um dos seus componentes, o que garante um equilíbrio perfeito em voo e proporciona várias vantagens. Como garantia de segurança e seriedade do sistema desenvolvido, este parapente elétrico deverá cumprir os requisitos impostos pela Circular 34864 de Ultraleves Motorizados de Classe 1, regulamentada pela Direction Générale de l'Aviation Civile. A circular indicada afirma que o parapente elétrico ParaFlyVOne não pode apresentar deformações plásticas até ao fator de carga de 3,5 e não pode fraturar até atingir um fator de carga de 5,25. A estrutura do primeiro protótipo testado experimentalmente cumpriu cada um destes requisitos, mas também demonstrou que estava sobredimensionada e o seu formato não era o mais indicado para a mobilidade do piloto. Por essa razão, nesta dissertação redesenhou-se a estrutura e foram utilizados novos materiais (liga de alumínio 5086-H12 e camadas de fibra de vidro UD-epóxi) que possibilitassem a criação de uma peça mais leve/confortável e fácil de fabricar. Desta vez, não se avançou imediatamente para a construção de um protótipo, mas optou-se por realizar várias análises numéricas em ANSYS com o objetivo de estudar a fiabilidade da nova estrutura. O ANSYS permitiu obter a distribuição de tensões na estrutura, bem como as zonas com maior carregamento e o seu grau de deformação. A compreensão de cada um destes parâmetros possibilitou a aplicação de material de reforço na estrutura em regiões específicas, diminuindo a massa final do equipamento, porém aumentando-se o custo de fabricação. Os requisitos da circular acima mencionada foram cumpridos para este modelo, após a aplicação do reforço de fibra de vidro-epóxi, embora ainda existam tensões demasiado elevadas nos furos de ligação da asa à estrutura. Contudo, esses valores correspondem a regiões muito específicas e localizadas, o que não invalida totalmente o novo modelo uma vez que aplicação de um terceiro material (por exemplo, um casquilho) nessas áreas pode resolver o problema. Desta forma, o próximo passo é o teste experimental do modelo estrutural implementado em ANSYS com o objetivo de validar a análise realizada. Além disso, devem ser testados os novos materiais de reforço e verificar se a circular 34864ULM é respeitada.

Palavras-chave

Parapente Elétrico, ParaFlyVOne, Estrutura de Suporte, Materiais Avançados, Circular 34864ULM, Fator de Carga, Análise de Elementos Finitos, Tensão, Deformação

Abstract

Paragliding or powered paragliding is a sport which has been growing and evolving considerably throughout recent years. Together with this evolution, came the ParaFlyVOne electric paraglider, which was idealized by David Chaumet. ParaFlyVOne's main innovative features are the shape of the support structure and the adequate distribution of each of its components, which guarantees a perfect balance during flight and provides several advantages. In order to ensure the safety and legitimacy of the developed system, this electric paraglider will abide with regulation 34864 for Class 1 Motorized Ultralight Aircraft, imposed by the Direction Générale de l'Aviation Civile. This regulation states that the ParaFlyVOne electric paraglider cannot display plastic deformations with a load factor up to 3.5 and it cannot fracture until it reaches a load factor of 5.25. The first experimented prototype's structure fulfilled each of the requirements, but it also showed that it was conservatively sized and that its overall shape was not the most indicated for the pilot's mobility. For this reason, the structure was redesigned in this dissertation and new materials were utilized (aluminium alloy 5086-H12 and layers of UD glass fiber reinforced epoxy), which should result in the creation of a lighter, more comfortable and more easily manufactured part. This time, the construction of the prototype was not the first step. Instead it was decided that several numerical analyses in ANSYS should be performed with the purpose of assessing the reliability of the new structure. ANSYS enabled the calculation of the stress distributions of the structure, as well as the areas with greater loads and their degree of deformation. The comprehension of these parameters allowed the application of reinforcement material in the structure in specific locations, thus reducing the equipment's final weight, even though it increased the manufacturing cost. The regulation mentioned above was abided with in this model, after applying the glass fiber reinforced epoxy, although there are too high stresses on the connection holes between the wing and the structure. However, these values correspond to very specific regions, which doesn't completely invalidate the new model, since the application of a third material (for example, a sleeve) to these areas can solve the problem. Therefore, the next step will be to experiment of the structural model implemented in ANSYS in order to validate the performed analysis. Moreover, the new reinforcement materials will be tested and it shall be verified whether the regulation 34864ULM will be abided with.

Keywords

Electric Paraglider, ParaFlyVOne, Support Structure, Advanced Materials, Regulation 34864 ULM, Load Factor, Finite Element Analysis, Stress, Deformation

Conteúdo

Agradecimentos	iii
Resumo	v
Abstract	vii
Lista de Figuras	xiii
Lista de Tabelas	xv
Nomenclatura	xvii
1 Introdução	1
1.1 Contextualização	1
1.2 Motivação	2
1.3 Objetivos	3
1.4 Estrutura da Dissertação	3
2 Estado da Arte	5
2.1 Materiais Avançados	5
2.1.1 Introdução	5
2.1.2 Laminados de Metal-Fibra	7
2.1.3 Laminado de GLARE	7
2.1.4 Aplicações do GLARE	9
2.2 Materiais Utilizados em Parapentes	10
2.2.1 Parapente da Gama X-Alps	12
2.2.2 Parapente Elétrico E-glider	13
2.2.3 Parapente Elétrico Razeebuss Radicall	13
2.3 Sumário e Conclusões	14
3 Modelo de Estudo do Parapente Elétrico	17
3.1 Parapente Elétrico ParaFlyVOne	17
3.1.1 Modificações na Estrutura do ParaFlyVOne	19
3.1.2 Equipamento Motorizado e de Gestão de Voo	20
3.2 Sumário e Conclusões	22
4 Implementação Computacional do Método dos Elementos Finitos	25
4.1 Introdução	25
4.2 Pré-processamento	26
4.2.1 Seleção dos Elementos Finitos	26
4.2.2 Qualidade da Malha	29
4.2.3 Convergência	29
4.2.4 Limpeza da Geometria	30
4.2.5 Propriedades dos Materiais	31
4.2.6 Condições de Fronteira	33
4.3 Pós-processamento	34

4.3.1	Tensão de Von Mises e Fator de Segurança	34
4.3.2	CrITÉrios de Falha	36
4.4	Outros Parâmetros de Análise	37
4.4.1	Análises não lineares	37
4.4.2	Erros associados ao Método dos Elementos Finitos	38
4.5	Sumário e Conclusões	39
5	Criação do Modelo Numérico da Estrutura do ParaFlyVOne	41
5.1	Configuração da Geometria	41
5.2	Implementação em ANSYS Workbench	43
5.2.1	Escolha dos Elementos finitos	44
5.2.2	Densidade da Malha	45
5.2.3	Aplicação das Condições de Fronteira	48
6	Resultados Numéricos e Discussão	51
6.1	Deformação Total para a Estrutura sem Reforço	52
6.2	Deformação Total para a Estrutura com Reforço	54
6.3	Tensão Equivalente e Fator de Segurança para a Estrutura sem Reforço	55
6.4	Tensão Equivalente e Critério de Falha para a Estrutura com Reforço	58
6.5	Comparação entre o Primeiro e Segundo Modelo do ParaFlyVOne	60
7	Conclusões	63
7.1	Trabalho Futuro	64
	Bibliografia	65
A	Propriedades dos Materiais Aplicados	69
B	Resultados Numéricos	71
B.1	Fator de Carga 1 e Piloto de 100daN	71
B.2	Fator de Carga 1 e Piloto de 70daN	72
C	Dimensões da Estrutura do ParaFlyVOne	75
D	Artigo: Estudo e Otimização Numérica de Estrutura para Parapente Elétrico	77

Lista de Figuras

2.1	Representação gráfica do crescimento de uma fissura para um laminado GLARE e para uma chapa de alumínio do tipo 2024-T3.	6
2.2	Representação de uma sequência de empilhamento interno para o GLARE.	8
2.3	A Figura (a) representa a área de aplicação do GLARE no Airbus A380 e a Figura (b) mostra um painel de GLARE do A380.	9
2.4	A Figura (a) representa a abertura das nervuras numa asa de parapente e a Figura (b) mostra os vários componentes de um modelo geral de parapente.	11
2.5	A Figura (a) representa a razão (%) do massa/desempenho e a Figura (b) mostra a taxa de absorção de energia comparando os materiais de <i>tepex</i> com outra classe de materiais.	12
2.6	A Figura (a) representa um arnês da gama X-Alps e a Figura (b) representa o suporte de pés utilizado pela gama X-Alps.	12
2.7	Equipamento do parapente elétrico E-glider	13
2.8	A Figura (a) representa o equipamento da primeira versão do Radicall lançado em 2014 e a Figura (b) mostra o equipamento da versão Radicall V4 do ano de 2016.	14
3.1	Parapente Elétrico ParaFlyVOne em voo.	18
3.2	Representação da nova estrutura do ParaFlyVOne desenhada em CATIA V5.	20
3.3	A Figura (a) representa o motor HPD 10DC e a Figura (b) representa a hélice H25F 1,30m R-E-13-2.	21
3.4	Gráfico representativo do funcionamento da hélice H25F 1,30m R-E-13-2 para a tração, binário e potência pelo número de rotações.	21
3.5	A Figura (a) representa o <i>Smart Drive Controller</i> ou simplesmente controlador, (b) mostra a interface do controlador e o <i>Smart Drive Graphic Interface</i> e (c) o conversor de corrente.	22
3.6	Equipamento de voo conectado à primeira estrutura do ParaFlyVOne.	22
4.1	Os elementos principais de uma, duas e três dimensões utilizados numa análise de elementos finitos.	28
4.2	A Figura (a) representa o resultado numérico da distribuição da Tensão Equivalente com elementos tetraédricos enquanto que a Figura (b) efetua a mesma análise só que utilizando elementos hexaédricos.	28
4.3	A Figura (a) representa um domínio arbitrário discretizado por 41 elementos quadrados e a Figura (b) representa o mesmo domínio com uma malha de 192 elementos quadrados.	30
4.4	A Figura (a) e (b) representam as curvas de <i>engineering stress-strain</i> e <i>true stress-strain</i> de uma peça de titânio de grau 2 comercialmente puro, onde o ensaio em (a) foi realizado na direção longitudinal e o ensaio (b) na direção transversal.	33
4.5	Representação gráfica de um modelo bilinear de uma liga de alumínio com uma tensão de cedência de 2.8E+08Pa e um módulo tangente de 5E+08Pa.	33
5.1	Representação de algumas das medidas principais da peça em milímetros.	42
5.2	Espessura (em milímetros) de cada região reforçada com fibra de vidro-epóxi.	42
5.3	Orientação da fibra representativa de cada camada de fibra de vidro-epóxi.	42

5.4	A Figura (a) representa o elemento tetraédrico de 10 nós e a Figura (b) representa o elemento casca de 4 nós.	45
5.5	A Figura (a) representa o espaçamento entre cada malha e a Figura (b) representa a penetração das malhas. Estes resultados são exemplificativos de todas as análises realizadas.	45
5.6	A Figura (a) e a Figura (b) representam um estudo de convergência realizado para várias densidades de malha com um fator de carga de 1, motor desligado e o piloto de 100daN (sem reforço).	47
5.7	As Figuras representam uma percentagem de mudança inferior a 5% para uma malha com elementos de 0,8mm, onde (a) fator de carga 5,25, motor desligado e piloto de 100daN e (b) fator de carga 5,25, motor em funcionamento e piloto de 100daN (sem reforço).	47
5.8	A Figura (a) representa o arredondamento de 0,1mm no furo de ligação da asa enquanto a Figura (b) representa o arredondamento de 0,2mm no furo de ligação da asa.	48
5.9	Representação de uma região da estrutura onde é visível o tipo de malha e elementos utilizados para as camadas de fibra de vidro-epóxi e para o tubo de alumínio.	48
5.10	Esquema representativo das forças e restrições ao deslocamento aplicadas na estrutura para o caso do fator de carga 1 com o motor em funcionamento e piloto de 100daN.	49
6.1	Forças resultantes que atuam em cada parte dos furos para os fatores de carga 3,5 e 5,25.	53
6.2	Deformação total para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 100daN (sem reforço).	53
6.3	Deformação total para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 70daN (sem reforço).	54
6.4	Deformação total para o fator de carga 5,25 e piloto de 100daN (com reforço).	54
6.5	Tensão equivalente e fator de segurança para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 100daN (sem reforço).	56
6.6	Tensão equivalente e o fator de segurança para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 70daN (sem reforço).	57
6.7	Verificação do material de reforço para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.	59
6.8	Verificação do material de reforço para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor em funcionamento.	59
6.9	Tensão equivalente para o fator de carga 5,25 e piloto de 100daN (com reforço).	59
6.10	Representação da distribuição de tensões numa região do furo de ligação da asa para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor em funcionamento (com reforço).	60
6.11	Representação da deformação ocorrida no primeiro protótipo do ParaFlyVOne após a aplicação de vários fatores de carga.	61
A.1	Principais propriedades da liga de alumínio 5085-H12 utilizada na estrutura tubular do ParaFlyVOne.	69
B.1	Deformação total para o piloto de 100daN e motor desligado (sem reforço).	71
B.2	Deformação total para o piloto de 100daN e motor em funcionamento (sem reforço).	71
B.3	Tensão equivalente para o piloto de 100daN e motor desligado (sem reforço).	71

B.4	Tensão equivalente para o piloto de 100daN e motor em funcionamento (sem reforço).	72
B.5	Fator de segurança para o piloto de 100daN e motor desligado (sem reforço). . .	72
B.6	Fator de segurança para o piloto de 100daN e motor em funcionamento (sem reforço).	72
B.7	Deformação total para o piloto de 70daN e motor desligado (sem reforço).	72
B.8	Deformação total para o piloto de 70daN e motor em funcionamento (sem reforço). .	73
B.9	Tensão equivalente para o piloto de 70daN e motor desligado (sem reforço). . . .	73
B.10	Tensão equivalente para o piloto de 70daN e motor em funcionamento (sem reforço). .	73
B.11	Fator de segurança para o piloto de 70daN e motor desligado (sem reforço). . . .	73
B.12	Fator de segurança para o piloto de 70daN e motor em funcionamento (sem reforço). .	74
C.1	Esboço da Estrutura do ParaFlyVOne.	75

Lista de Tabelas

2.1	Os diferentes tipos de GLARE comercialmente disponíveis.	8
2.2	Principais propriedades dos materiais utilizados atualmente em parapentes/parapentes motorizados.	11
5.1	Principais cargas introduzidas nas condições de fronteira do <i>ANSYS</i>	49

Nomenclatura

E	Módulo Elástico Longitudinal
FS	Fator de Segurança
G	Módulo Elástico de Corte
ν	Coeficiente de Poisson
S	Resistência ao Corte no Plano
$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$	Tensões Principais (Tensões Normais)
$\sigma_{e_{max}}$	Tensão Máxima de Von Mises ou Tensão Máxima Equivalente
σ_{ij}	Tensão Nominal
σ_{vm}	Tensão de Von Mises
σ_y	Tensão de Cedência
U	Deformação Total
U_x, U_y, U_z	Deformação Segundo x,y,z
X_c	Resistência à Compressão na Direção Longitudinal das Fibras
X_t	Resistência à Tração na Direção Longitudinal das Fibras
Y_c	Resistência à Compressão na Direção Transversal às Fibras
Y_t	Resistência à Tração na Direção Transversal às Fibras

Acrónimos

ACP	ANSYS Composite Prep-Post
AISI	American Iron and Steel Institute
ARALL	Aramid Reinforced ALuminum Laminates
CAD	Computer-Aided Design
CARALL	CARbon Reinforced ALuminum Laminates
CPU	Central Processing Unit
DOF	Degrees Of Freedom
FEA	Finite Element Analysis
FEM	Finite Element Method
FML	Fiber Metal Laminate
GLARE	GLAss REinforced
HM	High Modulus
HPD	High Power Direct
MPC	Multi-Point Constraints
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OOA	Out-of-Autoclave
PET	Polietileno Tereftalato
SDC	Smart Drive Controller
SDGI	Smart Drive Graphic Interface
TWSI	Tsai Wu Strength Index
TWSR	Tsai Wu Strength Ratio
UBI	Universidade da Beira Interior
UD	UniDimensional
ULM	UltraLeve Motorizado
UV	Ultravioleta

Capítulo 1

Introdução

1.1 Contextualização

A história da aviação está recheada de ideias e conceitos que apesar de não terem sido um sucesso na sua época influenciaram o percurso e evolução aeronáutica. O nascimento do parapente é um reflexo de algumas dessas ideias e experiências que foram desenvolvidas para que este desporto evoluísse até ao seu estado atual. Segundo Dennis Pagen [1], a primeira vez que um dispositivo semelhante a um paraquedas foi utilizado com outra funcionalidade do que uma simples descida controlada ocorreu durante a Primeira Guerra Mundial. Nessa altura, foi possível demonstrar que um paraquedas poderia comportar-se como um planador, embora o tipo de paraquedas utilizado fosse constituído por uma asa redonda com um desempenho/controlo muito limitado. Ao longo do tempo foram criados novos conceitos e formatos de paraquedas, tal como o *paracommander* em 1950 que permitia planar em oposição aos paraquedas convencionais que desciam quase verticalmente. Da mesma forma, a National Aeronautics and Space Administration (NASA) contribuiu para a evolução através da criação de paraquedas controláveis para a recuperação de foguetes. O mesmo aconteceu com outros engenheiros, investigadores, fabricantes e praticantes ao longo dos anos, tais como Francis Rogallo, Greg Yarbenet, Jean-Claude Bétemps, André Bohn, Gérard Bosson, John Harbot, Andrew Crowley, Laurent Kalbermatten, entre muitos outros.

O parapente é atualmente uma atividade desportiva que permite voar com recurso a pouco equipamento e um custo de compra/manutenção reduzido quando comparado com outro tipo de dispositivo aeronáutico. A introdução da parte motorizada num parapente permitiu a muitos praticantes realizarem voos em locais e com condições ambientais diferentes daquelas que até então eram possíveis. Os primeiros parapentes motorizados surgiram no final do ano de 1980 na França e na Alemanha e utilizavam motores pesados com um consumo muito elevado. Estes motores tinham uma massa superior a 30kg e um elevado ruído, tornando-se pouco atrativos para a maioria dos praticantes que recorriam ao parapente motorizado como uma forma de prolongar a sensação de voo livre. Contudo, o desenvolvimento de motores a combustão interna mais eficientes, pequenos e económicos permitiu uma redução de massa do equipamento para um valor inferior a 20kg [2]. Além disso, a substituição dos motores a combustão interna pelos motores elétricos, reduziu os inconvenientes a nível de poluição sonora e ambiental, aumentando desta forma o conforto do piloto. Embora um motor elétrico possua uma menor autonomia do que um motor a combustão interna, a contínua evolução das baterias tem tornado a utilização do parapente elétrico cada vez mais acessível e prática, atraindo milhares de praticantes em todo o mundo.

A presente dissertação de mestrado enquadra-se no desenvolvimento de um parapente elétrico, designado por ParaFlyVOne. O nome ParaFlyVOne é um nome fictício e é utilizado ao longo desta dissertação devido à necessidade de confidencialidade de alguma informação aqui presente. Relativamente ao estudo realizado nesta dissertação, este centrou-se na otimização da estrutura

que é atualmente utilizada no ParaFlyVOne. Esta estrutura representa uma grande inovação uma vez que permite um conceito de voo diferente dos parapentes motorizados disponíveis comercialmente através do formato da estrutura de apoio, posição do piloto e massa total do equipamento. Como na aviação a simplicidade é traduzida em termos de segurança, a principal vantagem do parapente elétrico ParaFlyVOne reside na estrutura de apoio que está em equilíbrio apenas pela disposição adequada de cada um dos seus componentes. Além disso, os fabricantes procuram cada vez mais desenvolver um compromisso ideal entre massa-custo, e este parapente pretende exatamente uma estrutura onde reduz a massa e o equipamento de voo ao mínimo necessário.

1.2 Motivação

A realização desta dissertação advém do teste experimental conduzido em “Estrutura de um Novo Conceito de Parapente Motorizado” [3], onde surgiu a necessidade de efetuar uma otimização e simplificação da estrutura utilizada. O conceito inicial do ParaFlyVOne demonstrou a fiabilidade da estrutura e validou a sua resistência estrutural consoante os requisitos presentes na Circular 34864 Ultraleves Motorizados de Classe 1. No entanto, a estrutura apresentou vários fatores que poderiam ser melhorados. Primeiramente, as dimensões adotadas conferiam pouca mobilidade em voo (dependendo da altura do piloto) e, portanto, era necessário um novo dimensionamento da estrutura para permitir um maior conforto em voo independentemente do utilizador. Em segundo lugar, a estrutura constituída pela ligação de dois tubos metálicos tornava o processo de fabrico bastante complicado e demorado. Por último, apesar da sua inegável resistência estrutural a peça de suporte demonstrou que estava sobredimensionada, uma vez que apenas apresentou micro-ruturas após a aplicação de um fator de carga de 9. Este carregamento, além de ser bastante superior ao exigido pela circular 34864ULM (não pode fraturar até um fator de carga de 5,25) corresponde a um fator de carga irreal visto que em voo muito dificilmente seria atingido. Portanto, devido a estes três aspetos principais, a estrutura de suporte do ParaFlyVOne presente nesta dissertação apresenta dimensões diferentes, uma aplicação de materiais consoante o tipo de carregamento imposto a cada região e uma simplificação do processo de fabrico.

Para otimizar a estrutura inicial, eliminando as regiões sobredimensionadas, foi necessária a realização de um estudo computacional/numérico da peça. Um estudo analítico não se aplica a esta situação, uma vez que a obtenção de soluções exatas é apenas possível para alguns casos particulares, que normalmente representam simplificações pouco rigorosas da realidade. O problema em questão é bastante complexo, pelo que foi necessário recorrer a um método numérico, método dos elementos finitos, para a obtenção da solução das equações matemáticas que regem o sistema físico. A maioria dos métodos numéricos (incluindo o método dos elementos finitos) transforma as expressões matemáticas num conjunto de equações algébricas que dependem de um número específico de parâmetros [4]. Para problemas práticos, estas equações envolvem milhares de incógnitas e, portanto, o sistema final de equações algébricas só pode ser resolvido computacionalmente através de um programa adequado. Nesta dissertação, o programa escolhido para análise de elementos finitos foi o ANSYS, mais especificamente nas vertentes ANSYS Workbench e ANSYS Composite Prep-Post, enquanto que a interface de desenho foi o CATIA V5. O ANSYS possui a capacidade de simular problemas de várias áreas da engenharia, contudo esta dissertação centrou-se unicamente na análise estrutural estática,

ou seja, na análise de deformações elásticas/plásticas, tensões e forças resultantes num corpo sólido, onde as cargas aplicadas e as condições de apoio não se alteram com o tempo [5]. Como a obtenção de dados exatos era fundamental para verificar uma falha estrutural, foi realizada uma análise parcialmente não linear. Assim, o estudo desenvolvido em ANSYS ao longo desta dissertação seguiu os parâmetros de uma análise estrutural estática parcialmente não linear.

1.3 Objetivos

O objetivo principal desta dissertação consiste no estudo numérico da nova estrutura do parapente elétrico ParaFlyVOne, ou seja, a sua implementação computacional e a obtenção do comportamento global da estrutura quando esta é sujeita a diferentes fatores de carga. Numa descrição detalhada, os objetivos principais desta dissertação são os seguintes:

- Entender o comportamento e a resposta da estrutura quando esta é sujeita a diferentes carregamentos;
- Otimizar a estrutura do ParaFlyVOne detetando as regiões mais carregadas e que devem ser reforçadas;
- Diminuir a massa total do equipamento pela utilização de uma estrutura mais leve;
- Verificar a fiabilidade da utilização de um único tubo metálico consoante os requisitos impostos pela Circular 34864ULM Classe 1 e indicar possíveis modificações que permitem a sua validação.

1.4 Estrutura da Dissertação

Esta dissertação está dividida em 7 Capítulos. O primeiro Capítulo apresenta a motivação desta dissertação, ou seja, aborda o trabalho anteriormente realizado que serve de base ao estudo aqui desenvolvido. Além disso, são apontados os principais objetivos que se pretendem atingir.

No Capítulo 2 é feito um levantamento do estado da arte para materiais avançados em estruturas aeronáuticas. Apresenta-se um paralelismo entre os materiais utilizados em aeronaves convencionais e os materiais utilizados em parapentes/parapentes motorizados. Em ambos os casos, verifica-se que a junção de dois ou mais materiais de classes diferentes permite aumentar a vida útil de um determinado equipamento. Por fim, são apresentados os dois parapentes elétricos que possuem mais semelhanças com o ParaFlyVOne.

No Capítulo 3 é abordado o conceito fundamental do ParaFlyVOne, apontando as suas vantagens e inconvenientes relativamente aos parapentes elétricos disponíveis comercialmente. Além disso, são apontadas as modificações e as respetivas justificações que originaram uma nova estrutura, com materiais e um formato ligeiramente diferentes. Por fim, é indicado o equipamento motorizado assim como o de gestão de voo utilizado atualmente no ParaFlyVOne.

No Capítulo 4 é apresentado o fundamento teórico para uma correta implementação do método dos elementos finitos. Como uma análise de elementos finitos divide-se em 2 partes fundamentais, este Capítulo também apresenta 2 grandes secções: o pré-processamento e o pós-processamento. No pré-processamento são explicadas as várias etapas da análise de elementos

finitos: a introdução das propriedades dos materiais, a limpeza da geometria, a importância da seleção correta dos elementos finitos, a uniformidade da malha, a realização de um estudo de convergência de malha e finalmente a implementação das condições de fronteira. No pós-processamento são abordadas as teorias de falha que foram aplicadas consoante o seu nível de utilização, precisão em problemas de engenharia e da natureza do material. Por fim, são apontados os problemas não lineares, quais os efeitos de não linearidade e a influência de uma análise não linear na escolha de determinados parâmetros, velocidade de processamento e obtenção dos resultados finais.

No Capítulo 5 aplica-se a teoria do Capítulo 4 no modelo de estudo. Este Capítulo refere-se ao processo de desenho em *CATIA V5* e pré-processamento realizado em *ANSYS*. Em cada uma das secções são apontados e justificados os parâmetros escolhidos e os métodos aplicados.

No Capítulo 6 é abordada a última etapa de uma análise de elementos finitos: o pós-processamento. Neste Capítulo é realizada inicialmente uma análise da velocidade de obtenção dos resultados numéricos, seguindo-se o tratamento dos dados obtidos para os casos mais críticos em estudo. Os parâmetros principais de análise são a deformação total, tensão de Von Mises, fator de segurança e aplicação do critério de falha consoante a classe de cada material. Por fim, é realizada uma comparação entre o primeiro modelo (que foi testado experimentalmente) e o segundo modelo (o modelo numérico) do ParaFlyVOne.

No Capítulo 7 são apresentadas as conclusões finais do estudo realizado e o trabalho futuro que poderá resultar desta dissertação.

Capítulo 2

Estado da Arte

2.1 Materiais Avançados

2.1.1 Introdução

Os materiais compósitos têm sido objeto de estudo e evolução durante as últimas décadas, permitindo reduções significativas de massa em projetos estruturais. De acordo com Campbell [6], um material compósito pode ser definido como a combinação de dois ou mais materiais que quando conjugados apresentam melhores propriedades. Um desses materiais garante a ligação, sendo designado por matriz, enquanto que o outro material é responsável pela resistência e denomina-se por reforço. A matriz (por exemplo, a matriz polimérica termoendurecível de resina epóxi) é um constituinte fundamental que representa a fase contínua de um compósito e possui os seguintes objetivos principais: manter/organizar as fibras numa dada direção, proteger as fibras da abrasão e do meio envolvente, transferir e distribuir os esforços pelas fibras, providenciar resistência interlaminar, entre outras. As fibras constituem uma classe importante de reforço uma vez que proporcionam o aumento da resistência da matriz. Além disso, a orientação, concentração e composição das fibras influenciam significativamente as propriedades dos materiais compósitos. Desta forma, o desempenho de um material compósito é dependente das características das fibras bem como das propriedades mecânicas da matriz. Embora as fibras não sejam aplicáveis diretamente em engenharia, estas quando “embebidas” numa matriz originam materiais compósitos de elevada resistência mecânica e baixa densidade, o que se reflete em estruturas resistentes a estados de sollicitação extremos [7]. Finalizando, os materiais compósitos oferecem múltiplas vantagens comparativamente com as ligas metálicas, principalmente no que se refere à sua excelente resistência específica e elevado módulo de elasticidade específico. Além disso, estes proporcionam excelentes propriedades no que diz respeito ao comportamento à fadiga e resistência à corrosão. Devido a isso, a utilização deste tipo de materiais tem crescido ano após ano na indústria aeronáutica.

O desenvolvimento dos materiais compósitos e das ligas metálicas avançadas deve-se à necessidade de materiais com excelentes propriedades mecânicas. Um dos principais objetivos em 1950, foi o desenvolvimento de materiais que permitissem uma diminuição da taxa de crescimento de fissuras em estruturas aeronáuticas. Com esse propósito, muitas pesquisas foram realizadas para otimizar o desempenho dos principais materiais existentes, tais como das ligas de alumínio e dos materiais compósitos. Contudo, ambos continuavam a apresentar várias desvantagens, sendo a principal desvantagem das ligas de alumínio a sua baixa resistência à fadiga e por parte dos compósitos a sua baixa resistência ao impacto. Por isso, em 1970 nasceu a ideia de combinar materiais metálicos e compósitos formando um material compósito híbrido com o intuito de minimizar as desvantagens que cada material contém separadamente [8].

A Delft University of Technology na Holanda foi a principal responsável pelo desenvolvimento destes novos materiais. Ad Vlot e a sua equipa [9], realizaram vários testes experimentais ao comportamento de materiais e verificaram que a taxa de crescimento de uma fenda por fadiga

era menor em várias chapas metálicas finas ligadas por um material adesivo do que a utilização de uma única chapa monolítica com igual espessura. Da mesma forma, verificaram que se a fissura começasse apenas numa das placas do material, as restantes camadas ligadas reduziam a taxa de crescimento da fenda na respetiva placa até a fissura se propagar para a placa adjacente. Este fenómeno deve-se ao facto do material adesivo entre as chapas metálicas diminuir ou até mesmo impedir o crescimento de uma fenda. Deste modo, tinham concluído que um laminado (união de chapas metálicas por um material adesivo) era mais resistente comparativamente com uma única chapa do mesmo material metálico. Na mesma altura, com o objetivo de aumentar o desempenho à fadiga (aumentar a tolerância ao dano) dos laminados foi introduzida fibra de aramida, conhecida vulgarmente por *kevlar*, nas camadas adesivas. As fibras possibilitam uma melhor proteção contra o crescimento de fissuras do que a utilização de uma simples camada adesiva, uma vez que as fibras permanecem intactas quando a fissura se propaga e previnem que esta se torne maior [10]. Assim, quando as fissuras ocorrem na folha de metal, as fibras contêm a abertura da fissura reduzindo consideravelmente a sua taxa de crescimento. A introdução das fibras de aramida originou o primeiro laminado de metal-fibra, o *Aramid Reinforced Aluminium Laminate* (ARALL) e mais tarde os laminados de CARALL onde as fibras de aramida foram substituídas por fibras de carbono. Contudo, o CARALL possuía o problema de corrosão galvânica entre as fibras de carbono e as placas de alumínio em ambientes húmidos. Por isso, em 1990 foi desenvolvido outro laminado de metal-fibra pela substituição da fibra de aramida e de carbono pela fibra de vidro, o *GLASS REinforced* (GLARE). Pela Figura 2.1, pode-se constatar que a taxa de crescimento de uma fenda (eixo vertical, a) com o aumento do número de ciclos de aplicação de carga (eixo horizontal, N) é muito menor para o material GLARE do que para uma chapa monolítica de alumínio.

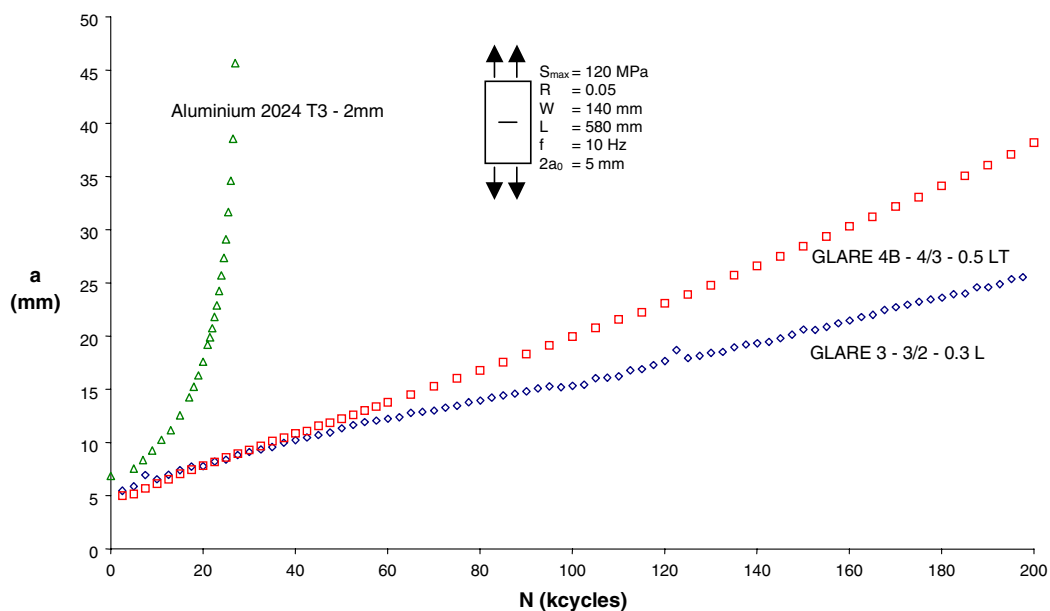


Figura 2.1: Representação gráfica do crescimento de uma fissura para um laminado GLARE e para uma chapa de alumínio do tipo 2024-T3 (retirado de [11]).

2.1.2 Laminados de Metal-Fibra

Os laminados de metal-fibra (FML's) podem ser definidos como materiais compósitos híbridos, sendo constituídos por finas camadas de metal alternadas por camadas de pré-impregnado reforçado com fibra. Os principais membros da família dos laminados de metal-fibra são: o *Aramid Reinforced ALuminum Laminates* (ARALL), o *Carbon Reinforced ALuminum Laminates* (CARALL) e o *GLASS REinforced* (GLARE) [12].

Como já foi referido, os laminados híbridos combinam as vantagens dos materiais metálicos e do sistema de matriz reforçado com fibra, e tentam minimizar as desvantagens de cada um dos seus constituintes. Por um lado, os metais são normalmente considerados como isotrópicos e caracterizados por possuírem uma alta resistência ao impacto e facilidade de reparação. Porém, estes exibem um pior comportamento à fadiga e à corrosão comparativamente aos materiais compósitos. Por outro lado, os materiais compósitos reforçados com fibra possuem excelentes propriedades à fadiga e uma alta resistência e rigidez, apesar de terem uma baixa resistência ao impacto e difícil reparabilidade. A combinação de ambos aperfeiçoa as propriedades e associa uma baixa densidade a excelentes características ao impacto, tolerância ao dano, boa resistência à corrosão e à capacidade de impedir/diminuir o crescimento de fissuras. Embora os FML's tirem vantagem do conjunto metal e compósito reforçado com fibra originando ótimas propriedades mecânicas, estes possuem mesmo assim várias desvantagens. A principal desvantagem dos FML's com recurso à resina epóxi está associada à fase de cura num forno pressurizado, ou seja, ao processo de autoclave. Este processo aumenta o tempo de produção de todo o ciclo, diminuindo a produtividade e consequentemente aumentando os custos de mão-de-obra e o custo total de fabricação dos laminados. Além disso, os laminados híbridos apresentam um elevado investimento de compra e uma limitação da peça consoante o tamanho da autoclave. Devido às desvantagens enunciadas, tem-se verificado nos últimos anos um grande esforço para a utilização e desenvolvimento de processos de cura fora da autoclave, isto é, *Out-of-Autoclave* (OOA) [10].

2.1.3 Laminado de GLARE

Os laminados de GLARE são constituídos por camadas alternadas de pré-impregnado reforçados com fibra de vidro e folhas finas de alumínio. A Figura 2.2 ilustra esquematicamente uma sequência de um laminado de GLARE.

O GLARE possui uma densidade cerca de 10% menor que a densidade do alumínio e combina um conjunto de propriedades que o tornam único. Dessas propriedades destacam-se a sua excelente resistência à fadiga, excelente resistência ao impacto, alta resistência ao fogo, boas propriedades de corrosão, boas propriedades de isolamento e facilidade de fabricação/reparação. Estes laminados também podem ser adaptados para se adequarem a uma grande variedade de aplicações, pela alteração do conjunto fibra-resina, do tipo de liga, espessura, sequência de empilhamento, orientação da fibra e técnica de pré-tratamento da superfície utilizada, entre outras. A utilização da fibra de vidro fornece um conjunto de propriedades melhoradas comparativamente ao recurso da fibra de aramida. Uma dessas vantagens é que o GLARE pode ser utilizado para aplicações à tração e à compressão, uma vez que as fibras de vidro não sofrem micro-flambagem como as fibras de aramida sob tensões à compressão. Consequentemente, o GLARE além de ser bastante resistente para carregamentos à tração, também é adequado para carregamentos à compressão e possui um melhor comportamento ao impacto comparativamente ao ARALL [13]. Deste modo, as propriedades do GLARE tornam-no num potencial candidato para

uma vasta gama de aplicações.

Atualmente, os materiais GLARE são comercializados em 6 variedades diferentes, a Tabela 2.1 apresenta as diferentes classes e as vantagens mais importantes. Todas as classes possuem fibras de vidro unidirecionais “embebidas” em resina epóxi, sendo a principal diferenciação entre elas a orientação da fibra. Para o GLARE 1, GLARE 2, GLARE 4 e GLARE 5 as camadas de fibra-resina são empilhadas simetricamente. No caso do GLARE 3, este possui uma camada de fibra cruzada (a 90°) colocada junto da camada superior de alumínio. Para o GLARE 6, as camadas do compósito são empilhadas a $+45^\circ$ e -45° . As fibras contribuem para a resistência na direção ao longo da qual estão alinhadas, pelo que são orientadas de acordo com o tipo de esforço. A utilização de camadas cruzadas de fibra de vidro-epóxi (como no caso do GLARE 3) produz laminados com propriedades semelhantes nas direções longitudinais e transversais, tornando a sua aplicação mais versátil [13], [14].

O GLARE é produzido com uma tecnologia de união padrão. Após a cura (120°C) em autoclave, os laminados de metal-fibra possuem um conjunto de tensões residuais sobre a espessura do material, com tensões de tração nas chapas de alumínio e de compressão nas fibras. Este fenómeno não é favorável para o comportamento à fadiga, sendo necessário utilizar outro processo para anular este efeito. A operação de *post-stretching* após o processo de cura permite inverter o sistema de tensões residuais, ou seja, as fibras ficam sujeitas a tensões de tração e as placas de alumínio a tensões de compressão. Contudo, o processo de *post-stretching* conduz a custos extra de produção e é uma operação praticamente impossível para grandes painéis.

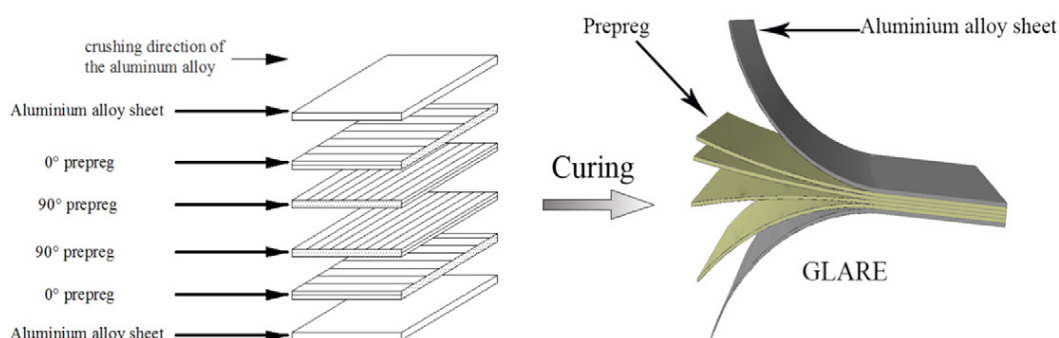


Figura 2.2: Representação de uma sequência de empilhamento interno para o GLARE (retirado de [15]).

Tabela 2.1: Os diferentes tipos de GLARE comercialmente disponíveis (retirado de [14]).

Glare grade	Metal sheet thickness (mm)	Alloy	Prepreg orientation* per fibre layer†	Main beneficial characteristics
Glare 1	0.3–0.4	7475-T671	0/0	Fatigue, strength, yield stress
Glare 2A	0.2–0.5	2024-T3	0/0	Fatigue, strength
Glare 2B	0.2–0.5	2024-T3	90/90	Fatigue, strength
Glare 3	0.2–0.5	2024-T3	0/90	Fatigue, impact
Glare 4A	0.2–0.5	2024-T3	0/90/0	Fatigue, strength in 0° direction
Glare 4B	0.2–0.5	2024-T3	90/0/90	Fatigue, strength in 90° direction
Glare 5	0.2–0.5	2024-T3	0/90/90/0	Impact
Glare 6A	0.2–0.5	2024-T3	$+45/-45$	Shear, off-axis properties
Glare 6B	0.2–0.5	2024-T3	$-45/+45$	Shear, off-axis properties

2.1.4 Aplicações do GLARE

Nos últimos anos, a utilização de FML's na indústria aeronáutica tem crescido devido ao aperfeiçoamento e desenvolvimento das propriedades destes materiais. Dentro da classe dos laminados de metal-fibra, o GLARE é dos laminados mais utilizados para a construção de estruturas aeroespaciais. Por exemplo, uma das suas principais aplicações foi na parte superior da fuselagem e no bordo de ataque dos estabilizadores verticais e horizontais do Airbus A380, Figura 2.3 [16]. Esta aplicação permitiu uma poupança significativa de massa (menos 794kg) quando comparado com as ligas de alumínio convencionais. Além disso, o GLARE utilizado na fuselagem do Airbus A380 está certificado para realizar 20000 voos sem inspeção, o que significa igualmente uma poupança em termos de manutenção [10], [17]. De forma idêntica, o GLARE também foi utilizado e considerado para outro tipo de estruturas, como por exemplo: o piso da zona de carga do Boeing 777, cobertura de motores, reparações, reforços (ou *stiffeners*) de aeronaves com uma grande variedade de formas, *cockpit*, áreas sensíveis à chama, entre outras.

Algumas das propriedades principais para a escolha de um material em estruturas aeronáuticas são a sua resistência ao impacto e a baixa propagação de danos, uma vez que em operação uma aeronave pode estar sujeita a diferentes tipos e fontes de choque. Alguns dos danos numa aeronave podem ser causados pela colisão de um objeto na pista, choque com aves e condições ambientais adversas (exemplo, granizo). Por este motivo, têm sido realizados muitos estudos ao comportamento das estruturas de GLARE quando sujeitas a diferentes tipos de impactos utilizando métodos analíticos, numéricos e experimentais. De alguns desses estudos, destacam-se a resposta do GLARE ao impacto balístico e impactos a alta/baixa velocidade [18].

Em síntese, os laminados de metal-fibra fornecem melhores propriedades mecânicas quando comparados com a utilização de materiais compósitos reforçados com fibra ou ligas de alumínio. No entanto, vários fatores podem condicionar o desempenho global do laminado de metal-fibra, como o tipo e estado do reforço/matriz utilizada em compósitos poliméricos e a qualidade da ligação entre as camadas do material compósito e metálica. Estão disponíveis vários tratamentos de superfície para a camada metálica (mecânicos, químicos, eletroquímicos) a fim de melhorar a união entre as camadas de compósitos e as superfícies metálicas. Este melhoramento de ligação pode ser controlado/analísado por vários estudos e métodos de teste para a determinação das propriedades mecânicas [19]. Futuramente, prevê-se cada vez mais a substituição das ligas de alumínio, por exemplo pelas ligas de magnésio e titânio proporcionando um melhoramento das propriedades mecânicas. Da mesma forma, muitos estudos estão a ser realizados com o intuito de substituir o pré-impregnado reforçado com fibra, diminuir o tempo de produção/custo de mão-de-obra e aumentar a produtividade [17].

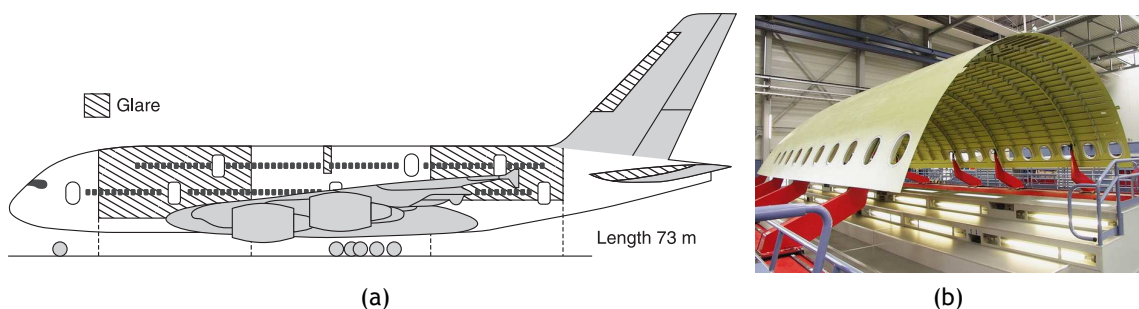


Figura 2.3: A Figura (a) representa a área de aplicação do GLARE no Airbus A380 (retirado de [14]) e a Figura (b) mostra um painel de GLARE do A380 (retirado de [16]).

2.2 Materiais Utilizados em Parapentes

Como o parapente e o parapente motorizado são considerados “dispositivos” aeronáuticos, o seu equipamento também utiliza a junção de dois ou mais materiais de classes diferentes para criar um componente com um melhor desempenho. No caso particular do parapente, os materiais aplicados devem conter estas 3 propriedades fundamentais: baixa densidade, boa resistência (por exemplo: boa resistência aos esforços, à abrasão e aos raios ultravioleta) e uma grande durabilidade. De seguida, são apresentados alguns exemplos de materiais aplicados em partes distintas de um parapente ou parapente motorizado.

O parapente ou parapente motorizado é constituído fundamentalmente por uma asa e um arnês. Relativamente à asa do parapente, esta pode ter vários formatos e dimensões consoante o tipo de voo que se pretende realizar. Uma asa de parapente é dividida em várias secções denominadas por células. Cada célula é separada internamente por uma parede de célula ou nervura que conecta a superfície superior e inferior da asa mantendo a forma da asa com o perfil desejado. Algumas nervuras possuem várias aberturas que permitem a circulação do ar, pressurizando a asa inteira e desta forma mantendo-a insuflada, Figura 2.4a. Normalmente, os praticantes iniciantes possuem asas com poucas células mas de grandes dimensões, uma vez que as células grandes permitem realizar mais facilmente a descolagem. Em oposição, os pilotos experientes utilizam modelos de alto desempenho de muitas células, mas de pequenas dimensões [1], [20]. A asa/vela do parapente pode ser feita de *nylon rip-stop*, *dacron* (fibras de poliéster), *mylar* (filme de poliéster), entre outros materiais que a tornam mais resistente e menos porosa. O *mylar* é uma casca rígida de poliéster, sendo colocado na parte da frente das nervuras para manter e dar forma ao bordo de ataque assegurando as características apropriadas do parapente para descolagem e em voo [21].

A maioria das linhas utilizadas num parapente possuem duas partes distintas: um revestimento protetor e um núcleo interno que suporta todos os carregamentos e esforços. As linhas de um parapente permitem realizar uma distribuição uniforme do carregamento através da sua conexão em pontos específicos. No entanto, quanto maior for o número de linhas maior será o arrasto produzido, pelo que nos últimos anos tem-se verificado uma diminuição do número de linhas pelo aumento da sua resistência. Relativamente ao material utilizado, nos primórdios do parapente todas as linhas eram feitas de poliéster, contudo atualmente só o revestimento protetor é feito desse material, já que este possui uma baixa resistência quando comparado com outros materiais existentes. Assim, o poliéster é utilizado unicamente para a camada exterior de linha e como elemento de revestimento apenas representa 10% da resistência total. O revestimento protetor pode ter diferentes tonalidades e a utilização de cores distintas nos diferentes conjuntos de linhas permite ao piloto identificá-las. Em relação ao material utilizado no núcleo, existem dois materiais principais utilizados como fibras no núcleo: o *dyneema* e a fibra de aramida (*technora*, *kevlar* e *twaron*), Tabela 2.2. Os outros materiais utilizados são o *vectran* e o *xylon*. O *vectran* é um poliéster com um estiramento muito baixo, mas com uma densidade elevada comparado com o *dyneema*. A outra fibra, *xylon* é atualmente pouco utilizada devido à sua baixa resistência aos raios UV [22]. Por fim, tal como acontece na escolha de materiais para a estrutura de uma aeronave, os fabricantes de parapentes também utilizam uma combinação de vários materiais para as asas, linhas e arnês.

O arnês pode ser dividido em várias partes principais: o assento (com uma proteção traseira e paraquedas de emergência), cintas de pernas e de peito (permite ajustar a posição do piloto para que este não deslize do assento durante o voo), os mosquetões (peças metálicas que ligam o conjunto de linhas ou *risers* ao arnês), controlo de direção (permitem ativar as linhas de controlo), Figura 2.4b. O arnês é geralmente feito de *nylon*, enquanto que as peças de ligação e os mosquetões são feitos de alumínio ou de aço [1].

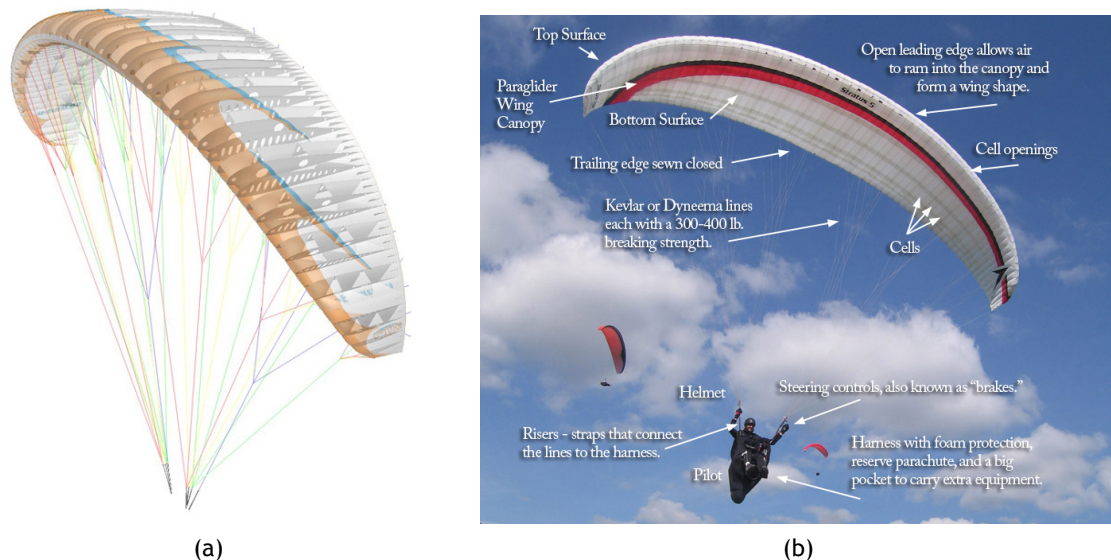


Figura 2.4: A Figura (a) representa a abertura das nervuras numa asa de parapente (retirado de [23]) e a Figura (b) mostra os vários componentes de um modelo geral de parapente (retirado de [24]).

Tabela 2.2: Principais propriedades dos materiais utilizados atualmente em parapentes/parapentes motorizados (adaptado de [22]).

Material	Principais Propriedades
<i>Nylon</i> e <i>Nylon rip stop</i>	O material <i>nylon</i> possui uma baixa densidade, alta resistência à tração e ótima resistência à abrasão. A resistência à abrasão é muito importante porque um parapente normalmente está em contacto com o solo. O <i>nylon</i> é mais suscetível aos raios UV e à degradação química do que o poliéster e as suas propriedades físicas podem mudar com a absorção de humidade.
Poliéster (PET), <i>Dacron</i> e <i>Mylar</i>	O polietileno tereftalato (ou PET), o tipo mais comum de poliéster, é normalmente designado por <i>dacron</i> . O PET possui uma alta resistência à abrasão, alta resistência aos raios UV, baixo preço e uma baixa absorção que permite a fibra secar rapidamente.
<i>Kevlar</i> , <i>Twaron</i> , <i>Technora</i> (fibras de aramida)	O <i>kevlar</i> possui uma razão de resistência/massa superior à do aço. A <i>technora</i> possui uma baixa resistência aos raios UV, um baixo estiramento e baixa resistência à fadiga. Enquanto a <i>twaron HM</i> possui uma boa resistência à tração e boa resistência aos raios UV.
<i>Spectra</i> e <i>Dyneema</i>	O material <i>spectra</i> tem uma excelente resistência aos raios UV (comparável ao PET) e excelente resistência à fratura. Equivalente ao <i>spectra</i> , o material <i>dyneema</i> é uma fibra extremamente forte que combina uma elevada razão de resistência/massa com uma excelente resistência à abrasão, excelente resistência aos raios UV, baixa densidade, baixo estiramento e excelente resistência à fadiga.
<i>Vectran</i>	O material <i>vectran</i> é aplicado quando se pretende uma grande durabilidade. Além disso, ele é caracterizado por possuir uma alta resistência química, alta resistência à abrasão, alta resistência à tração e boa resistência aos raios UV.

2.2.1 Parapente da Gama X-Alps

Um dos principais constituintes de um arnês de alta competição é um suporte para os pés fundamental para a realização de manobras bruscas. Quando um piloto pretende realizar uma manobra, este deve mover o peso do seu corpo enquanto mantém uma força constante contra o suporte dos pés. Em situações extremas, como uma volta repentina, o piloto aplica uma força muito elevada a esta plataforma o que obriga a utilização de materiais com uma elevada resistência, mas com uma baixa densidade [25].

O fabricante Lanxess criou recentemente um material, designado por *tepex dynalite*, que está a ser utilizado em suportes de pés por algumas marcas de parapentes. Este material é constituído por múltiplas camadas de uma matriz termoplástica reforçada com fibras contínuas, sendo caracterizado pela sua baixa densidade, alta resistência à fadiga, grande durabilidade e elevada absorção de energia [26]. De acordo com a Figura 2.5, o material *tepex* possui uma baixa densidade sem comprometer o desempenho estrutural (Figura 2.5a) e permite uma taxa específica de absorção de energia mais elevada em comparação com outras classes de materiais (Figura 2.5b). Devido a essas características, o fabricante Skywalk GmbH & Co. KG adotou no suporte de pés do arnês da gama X-Alps este material, Figura 2.6a. O suporte dos pés é feito de um compósito de *sandwich* com apenas 10mm de espessura, compreendendo finos revestimentos de *tepex* e um núcleo de favo de mel de polipropileno, Figura 2.6b. Segundo Harri Dittmar [25], a plataforma dos pés utilizada pela gama X-ALPS pode facilmente suportar cargas muito elevadas, uma vez que a sua resistência é superior a chapas de aço ou de alumínio (dependendo da espessura dos revestimentos e do núcleo de favo de mel) e tem uma massa muito menor por unidade de área.

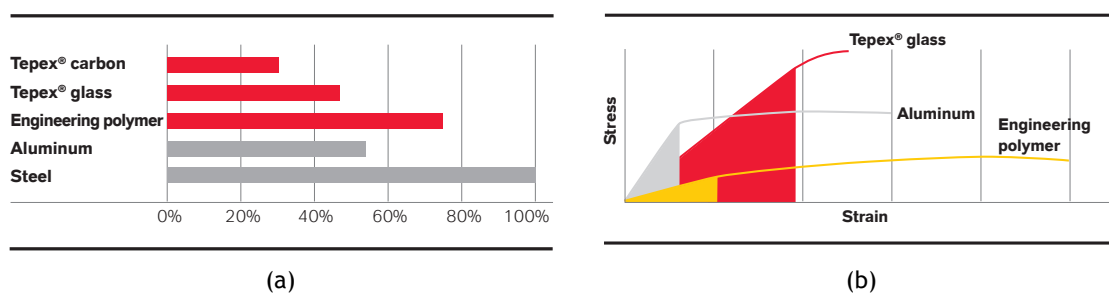


Figura 2.5: A Figura (a) representa a razão (%) do massa/desempenho e a Figura (b) mostra a taxa de absorção de energia comparando os materiais de *tepex* com outra classe de materiais (retirado de [26]).



Figura 2.6: A Figura (a) representa um arnês da gama X-Alps (retirado de [27]) e a Figura (b) representa o suporte de pés utilizado pela gama X-Alps (retirado de [25]).

2.2.2 Parapente Elétrico E-glider

O E-glider, Figura 2.7, é um parapente elétrico que possui uma filosofia de voo semelhante ao ParaFlyVOne. Ambos pretendem uma máquina leve e segura com uma configuração fácil de montar/desmontar, sendo projetada para voar utilizando térmicas. Contudo, o ParaFlyVOne apresenta estas e outras vantagens comparativamente aos parapentes elétricos mais recentes do mercado (ver Capítulo 3).

Em relação ao E-glider, este apresenta as seguintes características principais: (a) potência suficiente para um arranque seguro a partir de qualquer superfície plana, (b) excelente proteção da hélice e do piloto, (c) motor silencioso e sem vibração, (d) fácil armazenamento numa única mochila e (e) armação com perfil aerodinâmico para a diminuição do arrasto. A estrutura é constituída por vários materiais, tais como materiais compósitos de resina epóxi reforçados com fibra de vidro (fibra de carbono ou fibra de aramida). Este parapente elétrico tem uma massa de 28,5kg, incluindo o assento, paraquedas de salvamento, protetor traseiro, motor, controlador, armação, cabos e uma bateria com uma capacidade de 25Ah (9kg). As baterias são adaptáveis dependendo da autonomia desejada pelo piloto o que se reflete na massa total do equipamento [28].



Figura 2.7: Equipamento do parapente elétrico E-glider (retirado de [28]).

2.2.3 Parapente Elétrico Razeebuss Radicall

O fabricante de componentes elétricos para parapentes, Razeebuss, desenvolveu em 2014 o primeiro protótipo do Radicall, Figura 2.8a. Os objetivos principais deste modelo eram prolongar o voo térmico com a menor interferência aerodinâmica possível e a direção da tração ser independente da posição do piloto. O primeiro modelo era constituído por um arnês Sup'Air Skypper com uma estrutura de carbono que suportava o motor Flytec E-drive HPD10 e uma hélice dobrável da Electric Sport. A massa total do equipamento (considerando o arnês e componentes motorizados) era de 27kg, sendo 10kg da bateria LiPo. Apesar da primeira versão ser satisfatória, a Razeebuss lançou em 2015 uma versão melhorada do modelo anterior: o Radicall V2. Nesta segunda versão, a estrutura de suporte do motor foi redesenhada e a parte inferior foi removida, o que se traduziu numa diminuição de massa e de arrasto [29].

Por fim, em 2016 lançaram o Razeebuss Release Radicall V4, Figura 2.8b, que representa a versão final deste equipamento onde se destaca a utilização de uma *virtual cage*. A *virtual cage* é constituída por um giroscópio e um acelerómetro que permite detetar o ângulo de tração criado pela hélice e, em seguida, ajustar a posição da hélice para produzir tração no ângulo ideal. Além disso, permite detetar qual a fase de voo do piloto e ajustar o ângulo da hélice dependendo dessa fase. O modelo atual possui um arnês Sup'Air Skypper com uma estrutura de carbono que serve de suporte ao motor Flytec E-drive HPD10 e uma hélice dobrável de carbono de 1,30m de diâmetro. Comparativamente com as versões anteriores, este último modelo possui um melhoramento do sistema energético e monitorização de voo, o que permite aumentar a segurança e a autonomia. A massa do equipamento pronto a voar ronda os 28kg [29].



Figura 2.8: A Figura (a) representa o equipamento da primeira versão do Radicall lançado em 2014 e a Figura (b) mostra o equipamento da versão Radicall V4 do ano de 2016 (retirado de [29]).

2.3 Sumário e Conclusões

Segundo vários autores, como Myer Kutz [30], o desenvolvimento dos materiais compósitos foi um dos mais importantes avanços na história dos materiais uma vez que estes apresentam inúmeras vantagens. Algumas dessas vantagens são uma densidade muito baixa, facilidade de dimensionamento, grande resistência à fadiga e boa resistência à corrosão. Em contrapartida, a matéria-prima e os processos de fabrico têm um custo elevado, a tolerância ao impacto é limitada e a sua reciclabilidade é reduzida/dispensiosa (no caso da matriz termoendurecida).

A introdução de camadas metálicas num compósito originando um material compósito híbrido permitiu associar o melhor dos dois mundos e ultrapassar alguns dos inconvenientes mencionados. Um material compósito híbrido possui uma baixa densidade, excelentes características ao impacto, boa resistência à corrosão e uma menor propagação de fissuras. Como nesta dissertação os materiais utilizados são o alumínio e a fibra de vidro-epóxi, neste Capítulo foram abordadas mais ao pormenor as propriedades e aplicações do material híbrido GLARE.

Na Secção 2.2 foram abordados os principais materiais utilizados em parapentes ou parapentes motorizados e tal como acontece em outras áreas, a junção de dois materiais permite uma excelente resistência específica e uma grande durabilidade. Um exemplo disso, são as linhas de um parapente que devido à variação das condições térmicas a que estão sujeitas utilizam um

material no núcleo diferente do material exterior, conferindo resistência suficiente aos esforços e proteção contra o meio ambiente. Por fim, ainda foram abordados dois dos parapentes elétricos mais recentes do mercado e que apresentam semelhanças com o ParaFlyVOne.

Capítulo 3

Modelo de Estudo do Parapente Elétrico

3.1 Parapente Elétrico ParaFlyVOne

O parapente elétrico, designado por ParaFlyVOne (Figura 3.1), é um novo conceito de parapente motorizado que apresenta várias vantagens comparativamente aos parapentes elétricos mais recentes. Pode-se dizer que o ParaFlyVOne apresenta duas fases distintas, quando o piloto está em terra e quando o piloto está no ar. Na primeira fase, este não apresenta vantagens significativas relativamente aos restantes parapentes elétricos, uma vez que o piloto também suporta o conjunto através de uma cintas ligadas à estrutura. Embora a massa total seja inferior ao dos outros parapentes motorizados e possua uma distribuição mais equilibrada dos seus componentes (neste caso, a massa das baterias faz um balanceamento com a massa do grupo motopropulsor). Em relação à segunda fase, a etapa de voo, o novo conceito apresenta as seguintes vantagens comparativamente aos parapentes motorizados existentes:

1. O parapente elétrico ParaFlyVOne apresenta um conceito de um voo mais próximo do parapente, visto que o piloto em voo não suporta o equipamento e o motor pode ser ligado ou desligado a qualquer momento;
2. O equilíbrio da estrutura é independente da postura do piloto em voo, ou seja, todos os componentes estão em equilíbrio e o piloto pode assumir a posição de voo mais conveniente tal como acontece num parapente;
3. A estrutura é separada fisicamente do piloto, portanto a posição do piloto não afeta o eixo de tração e esta é transmitida diretamente aos mosquetões do parapente. Da mesma forma, o binário do motor é transmitido diretamente ao parapente o que representa uma grande inovação. Os parapentes motorizados existentes de cadeira rígida às costas do piloto transmitem a tração e o binário ao corpo do piloto e este tem de compensar cada força/momento com uma postura sempre vertical para não alterar o eixo de atuação da tração. No caso do modelo Razeebuss Release Radicall V4 é a utilização de uma *virtual cage* (constituída por um giroscópio e um acelerómetro) que controla a direção da tração. Assim, o ParaFlyVOne possui em voo o ângulo correto de atuação da tração sem esse equipamento tecnológico, o que reduz a massa e o custo final;
4. A estrutura é bastante leve e como o piloto se encontra afastado da hélice não necessita de proteção extra (uma armação como o E-glider);
5. A hélice dobra quando não está a ser utilizada pelo que diminui o arrasto aerodinâmico do sistema;
6. A utilização de um motor elétrico apresenta as vantagens do uso destes motores: ecológico, menor poluição sonora e menor vibração;
7. O ParaFlyVOne possui uma configuração prática e fácil de montar/desmontar, sendo o conjunto transportado numa única mochila.



Figura 3.1: Parapente Elétrico ParaFlyVOne em voo (retirado de [3]).

Concluindo, algumas das vantagens apontadas anteriormente existem em outros modelos, no entanto o ParaFlyVOne é o único parapente motorizado que reúne todas estas propriedades. As características enunciadas só são possíveis devido ao formato da estrutura, estudo de equilíbrio de forças e ao tipo de motor/hélice utilizado. O seu maior inconveniente prende-se pelo facto da posição de cada componente ou a sua massa não dever ser alterada, uma vez que colocaria em causa o equilíbrio da estrutura. Da mesma forma, o binário e a tração do motor também estão limitados a uma determinada gama para o desempenho correto do ParaFlyVOne. Para contornar um desses fatores e devido à versatilidade de pilotos que podem utilizar um dia este conceito de parapente, são consideradas duas posições diferentes para o piloto consoante o seu peso esteja mais próximo de 70daN ou 100daN.

De acordo com a legislação Francesa atual, o ParaFlyVOne é um parapente motorizado integrado na Classe 1 de Ultraleves Motorizados (ULM) e como tal rege-se pela Circular 34864ULM. Esta circular regulamentada pela Direction Générale de l'Aviation Civile indica que:

“Les charges limites pour les ULM de classe 2 et 3 sont égales à +4g et -2g, et pour les ULM de classe 1, 4 et 6 sont égales +3.5g. A ces valeurs, les commandes de vol doivent rester libres et la structure ne doit pas présenter de déformations permanentes après l'application des charges limites. Un coefficient global de sécurité au minimum de 1.5g (dans le cas général, parfois supérieur en fonction des matériaux utilisés) sera appliqué aux charges limites pour le calcul des charges extrêmes. A ces valeurs, la structure ne doit pas se rompre mais peut présenter des déformations après l'application des charges. La structure doit tenir au moins trois secondes aux charges extrêmes.”

Resumidamente, o ultraleve motorizado de classe 1 não deve apresentar deformações permanentes até o fator de carga mínimo de 3,5 e este não deve fraturar até um fator de carga de 5,25 (considerando um coeficiente global de segurança mínimo de 1,5 aplicado nas cargas críticas). O protótipo considerado na dissertação “Estrutura de um Novo Conceito de Parapente Motorizado” [3] não apresentou deformações plásticas até o fator de carga de 6 e só iniciou a rutura após a aplicação de um fator de carga de 9. O modelo antigo que apresentava o mesmo conceito de voo, porém com o recurso de materiais diferentes, cumpriu os requisitos da Circular 34864 de aeronaves Ultraleves Motorizadas (ULM). No entanto, o modelo considerado na dissertação anterior estava sobredimensionado (e era difícil/complexo de construir), pelo que se tornou relevante realizar um novo estudo com a otimização da peça. Este novo estudo apresenta o mesmo equipamento motorizado e auxiliar de voo, só que a estrutura metálica sofreu algumas alterações.

3.1.1 Modificações na Estrutura do ParaFlyVOne

Desde a realização da dissertação “Estrutura de um Novo Conceito de Parapente Motorizado” [3], a estrutura do ParaFlyVOne sofreu algumas alterações. A primeira estrutura que foi testada experimentalmente era constituída por vários materiais: dois tubos metálicos de aço inoxidável, material compósito de epóxi reforçado com fibra de carbono unidirecional (UD) e uma manga exterior de *kevlar* a $+45^\circ$ e -45° [3]. Apesar deste primeiro protótipo cumprir a circular 34864ULM, como indicado na Secção 3.1, a estrutura durante o teste experimental demonstrou que existiam regiões que poderiam ser mais reforçadas e outras em que poder-se-ia poupar massa. Além disso, o recurso a vários materiais e a união de dois tubos metálicos tornavam o processo de fabrico bastante complexo. De igual forma, também se verificou que o formato da estrutura não era o mais indicado em voo, podendo criar algum desconforto dependendo da altura do piloto. Assim, tornou-se perentório o estudo de uma nova estrutura mais fácil de fabricar e com os resultados experimentais semelhantes aos obtidos.

Com esse intuito, a nova estrutura apresenta um formato bastante semelhante à estrutura antiga, mas com a aplicação de ângulos de curvatura/dimensões diferentes e um maior número de furos para permitir a passagem de cabos internamente, Figura 3.2. Relativamente ao material, pensou-se inicialmente num único tubo metálico de titânio comercialmente puro de grau 2 ou de aço inoxidável AISI 304, uma vez que ambos permitiam uma dobragem a frio com uma espessura de 1mm. Além disso, são materiais resistentes o que aumentaria a durabilidade da estrutura sem a aplicação de material de reforço. Contudo, os testes realizados em *ANSYS Workbench* demonstraram que seria sempre necessário a colocação de um segundo material em várias regiões devido à concentração de tensões. Por isso, optou-se pela utilização de um material mais leve e barato do que o titânio e o aço escolhidos anteriormente. Como a massa total em qualquer aeronave é sempre uma prioridade e devido à sua disponibilidade comercial, a liga de alumínio 5086-H12 surgiu como o caminho mais indicado. Convém salientar que, uma estrutura de parapente sofre consideráveis alterações térmicas (com o aumento ou redução de altitude e utilização nas várias estações) pelo que o material deve ter liberdade de expansão e vice-versa. O alumínio com o calor expande e a fibra de vidro adapta-se diminuindo a concentração de tensões que existiria com a fibra de carbono (devido às diferenças de módulo e dilatação térmica). Além disso, o alumínio possui o problema de corrosão galvânica com a fibra de carbono em ambientes húmidos [31]. Desta forma, o reforço do tubo de alumínio com fibra de vidro-epóxi em regiões específicas relevou-se a melhor opção.

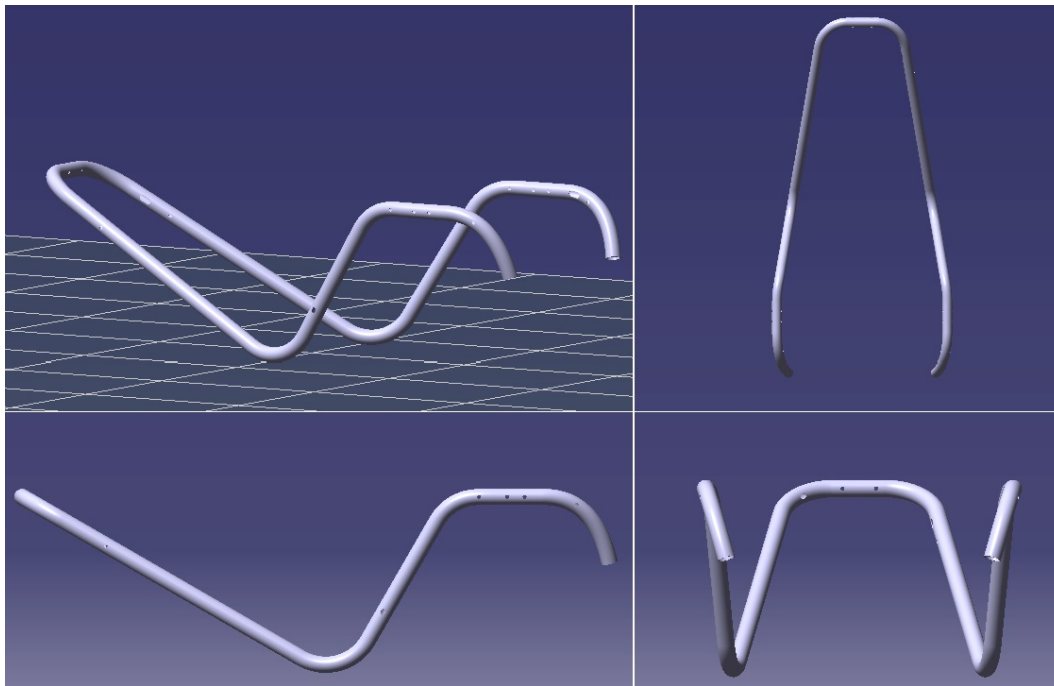


Figura 3.2: Representação da nova estrutura do ParaFlyVOne desenhada em CATIA V5.

3.1.2 Equipamento Motorizado e de Gestão de Voo

Relativamente ao equipamento do ParaFlyVOne, tanto o tipo de asa e arnês são opcionais, ou seja, o piloto utiliza o que achar mais adequado para ele e para o seu tipo de voo, pois não existe qualquer especificação no novo conceito que determina a utilização de um modelo. O motor, hélice e restantes constituintes são provenientes do equipamento tecnológico da Geiger Engineering. O motor é um HPD 10DC Brushless com aproximadamente 10kW de potência e com uma massa total (incluindo cabos de conexão) de 3,75kg, Figuras 3.3a e 3.6 [32]. Este motor patenteado pela Flytec é um motor elétrico leve de elevada eficiência e com menor manutenção comparativamente aos motores da mesma gama. Por isso, é bastante utilizado em parapentes motorizados, triciclos ultraleves e planadores ultraleves como o Swift Light [33]. O motor HPD 10 é combinado com uma hélice da Helix com um diâmetro de 1,30m, Figura 3.3b, concebida para este tipo de motores. O cubo da hélice é feito por um alumínio de alta resistência e possui um mecanismo de dobra integrado que assegura um processo de dobragem sincronizado. A velocidade de rotação máxima da hélice é de 2300rpm, Figura 3.4 e não é indicado o uso de uma velocidade de rotação elevada uma vez que a hélice perde eficiência e torna-se mais barulhenta com o aumento de rotações (velocidade crítica na ponta da pá). Assim, o valor de tração máximo considerado pelo conjunto é de 550N, pois além dos aspetos limitadores do motor/hélice trata-se de uma aeronave muito leve (118kg, incluindo um piloto de 100kg) e com uma estabilidade/equilíbrio pendular. Por isso, a introdução de uma força num ponto que não corresponde ao ponto de equilíbrio do conjunto tem que ser limitada para uma maior segurança em voo.

Na prática, a potência útil disponível é menor do que 10kW devido às perdas associadas numa cadeia de propulsão: resistência interna dos componentes, ligações, baterias, etc. A bateria utilizada tem uma capacidade de 24Ah com 14 células em série e uma massa de 10kg, Figura 3.6. As células não podem fornecer mais do que 180A em corrente contínua e como cada célula possui uma tensão de 3,7V a tensão nominal total da bateria é de 51,8V ($14 \times 3,7 = 51,8V$). Deste

modo, a potência máxima disponível na bateria é igual a 9,32kW ($51,8 \times 180 = 9324W$), sendo menor do que os 10kW dimensionados inicialmente pelo motor e controlador. A autonomia de voo depende muito da capacidade da bateria e do tipo de voo realizado.



Figura 3.3: A Figura (a) representa o motor HPD 10DC (retirado de [32]) e a Figura (b) representa a hélice H25F 1,30m R-E-13-2 (retirado de[34]).

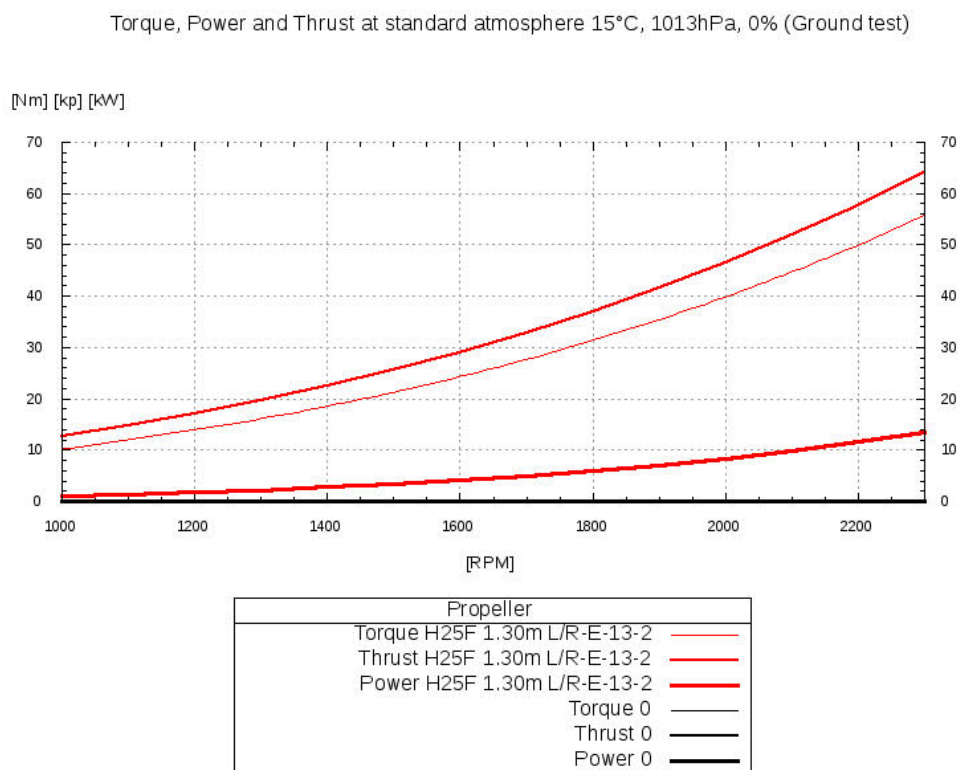


Figura 3.4: Gráfico representativo do funcionamento da hélice H25F 1,30m R-E-13-2 para a tração, binário e potência pelo número de rotações (retirado de [34]).

Por fim, surge o conversor de corrente, o controlador ou *Smart Drive Controller* (SDC) e o equipamento de interface gráfica, Figuras 3.5 e 3.6. O conversor de corrente transforma a corrente contínua em corrente alternada para alimentar as 3 fases do motor. O controlador é o elemento central de toda a gestão de voo e monitoriza o motor, potência e todas as funções de controlo. Por exemplo, o SDC controla o funcionamento do equipamento quando uma condição insegura é detetada, independentemente de ser causada por defeitos ou condições de funcionamento fora dos limites aceitáveis, este interrompe o sistema até que o problema seja resolvido garantido assim a segurança do equipamento. O controlador também possui dois processadores de monitorização independentes que efetuam o controlo de todas as condições de funcionamento.

Um desses monitorizadores é o *Smart Drive Graphic Interface* (SDGI) que permite a realização de um voo em segurança, proporcionando ao piloto a oportunidade de visualizar na sua interface gráfica as variáveis de voo mais relevantes. Estes dados fornecidos ao piloto podem ser sobre a capacidade consumida em Ah, a temperatura do motor/bateria, velocidade de rotação, potência/tração utilizada e a visualização de possíveis erros, entre outros [35].

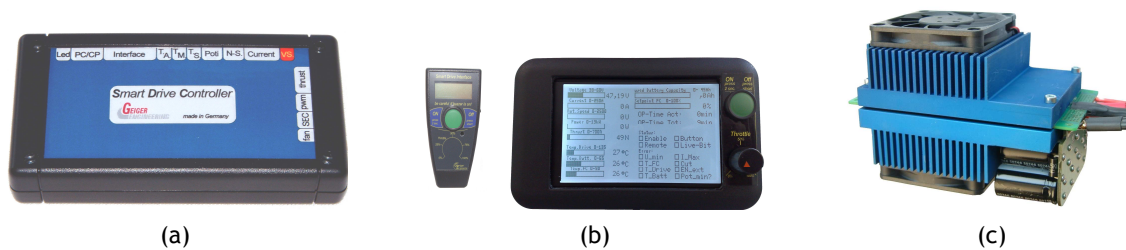


Figura 3.5: A Figura (a) representa o *Smart Drive Controller* ou simplesmente controlador, (b) mostra a interface do controlador e o *Smart Drive Graphic Interface* e (c) o conversor de corrente (retirado de [35]).

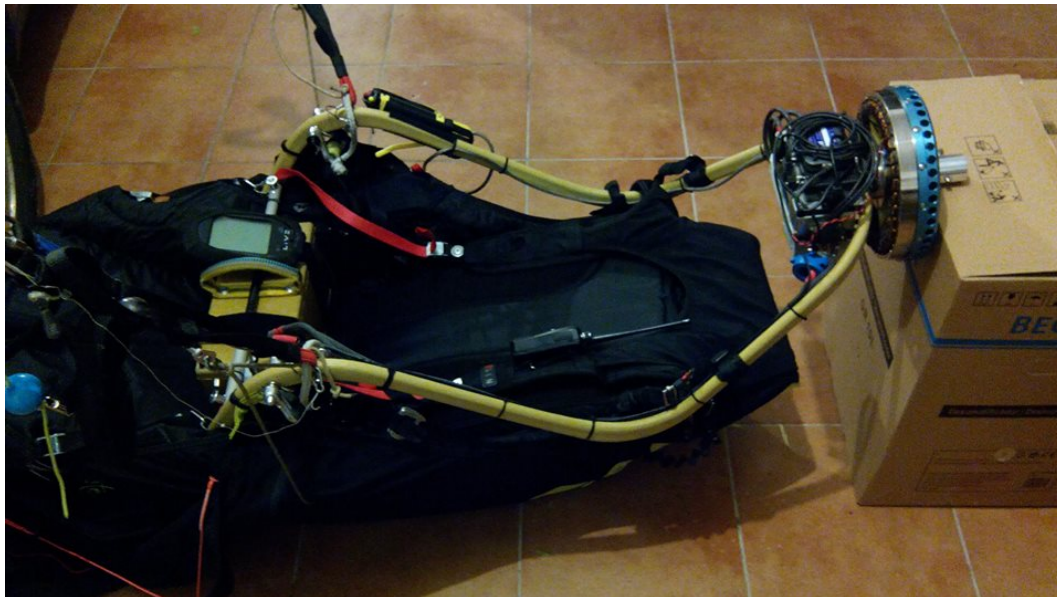


Figura 3.6: Equipamento de voo conectado à primeira estrutura do ParaFlyVOne (imagem disponibilizada por Marta Jacob e David Chaumet).

3.2 Sumário e Conclusões

O parapente elétrico ParaFlyVOne proporciona um conjunto de vantagens que não existem disponíveis num único modelo comercial. Este apresenta uma estrutura de suporte leve que liga todos os componentes de voo e possui um equilíbrio em voo independente do piloto. O seu maior inconveniente prende-se pelo facto da posição de cada componente ou a sua massa não dever ser alterada (para valores muito superiores ou inferiores), uma vez que colocaria em causa o equilíbrio da estrutura. No entanto, a estrutura do ParaFlyVOne possui um sistema de balanceamento, o que permite expandir a gama de massas em utilização e alterar ligeiramente a posição de cada componente de voo.

O ParaFlyVOne para uma maior segurança/seriedade de comercialização deverá cumprir a Circular 34864 de Aeronaves Ultraleves Motorizadas, que indica que a estrutura deve ter resistência suficiente para determinados fatores de carga. Para verificação do seu cumprimento, a estrutura foi testada para vários carregamentos e foram aplicados os materiais mais convenientes. Neste caso, os materiais utilizados foram o alumínio como material de base e a fibra de vidro-epóxi como reforço nas regiões mais carregadas.

Por fim, como a realização de um voo em parapente motorizado necessita de equipamento motorizado e de gestão de voo, a última secção aborda o equipamento considerado nas análises e que está atualmente em utilização no ParaFlyVOne.

Capítulo 4

Implementação Computacional do Método dos Elementos Finitos

4.1 Introdução

O Método de Análise de Elementos Finitos foi originalmente introduzido por M. J. Turner em 1956, como uma técnica computacional que permite a aproximação de uma solução pertencente a uma vasta gama de problemas de engenharia [5], [36]. A Análise de Elementos Finitos ou em inglês *Finite Element Analysis* (FEA) pode ser definida como uma representação matemática de um sistema físico constituída por 3 etapas principais. A primeira etapa, designada por pré-processamento, inclui a construção ou implementação da estrutura, a introdução das propriedades dos materiais, a escolha da malha e a aplicação das condições de fronteira. A segunda etapa, refere-se ao processamento e à obtenção dos resultados da representação matemática criada no pré-processamento. Por fim a última etapa, chamada de pós-processamento, consiste no tratamento e análise da informação obtida na etapa anterior [36], [37].

A escolha de um programa de análise de elementos finitos nasce da necessidade de resolução de um problema estrutural complexo. Alguns problemas físicos descritos matematicamente na forma de equações diferenciais ordinárias e parciais permitem a obtenção de uma solução exata. Contudo, a obtenção de uma solução exata só é possível para problemas simples que são suscetíveis de serem resolvidos analiticamente através de métodos algébricos e diferenciais aplicados a geometrias e condições de fronteira específicas. A maioria dos problemas são demasiado complexos e essa precisão/rapidez torna-se impossível de obter, sendo necessário utilizar uma ferramenta computacional adequada. O Método dos Elementos Finitos (FEM) é o método numérico mais utilizado para prever o comportamento físico de um determinado sistema que não possa ser solucionado analiticamente ou que a sua solução analítica seja de difícil obtenção. Este método pode ser definido como a junção de diferentes métodos numéricos que aproximam a solução de problemas de valor de fronteira através da subdivisão da geometria em elementos menores, chamados de elementos finitos [38]. Cada elemento finito é composto por 2 ou mais nós que ajudam a definir a sua forma e transmitem reações físicas de um elemento para outro. O termo finito provém do facto que existe um número conhecido de elementos num determinado modelo. O conjunto de todos os elementos finitos origina a malha da estrutura. Embora este método tenha sido desenvolvido inicialmente para resolver problemas de natureza estrutural, atualmente é utilizado em várias áreas da engenharia.

Como já foi dito, uma análise de elementos finitos computacional apresenta três etapas principais para a simulação de um modelo numérico. Cada uma destas etapas envolve vários passos e decisões a serem tomadas para a criação do modelo representativo de um problema do mundo real. Assim, as próximas secções apresentam uma explicação teórica dos vários processos nas duas etapas principais da análise de elementos finitos (o pré-processamento e o pós-processamento) e as respetivas consequências de cada pressuposto nos resultados finais.

4.2 Pré-processamento

4.2.1 Seleção dos Elementos Finitos

A primeira tarefa na análise de uma estrutura pelo método dos elementos finitos é selecionar o elemento a ser utilizado. Esta é uma decisão importante, visto que existem muitos elementos disponíveis para resolver o mesmo problema estrutural e cada um apresenta diferentes vantagens e desvantagens relativamente à sua simplicidade, precisão e custo de processamento. Por conseguinte, a tomada de decisão deve ser baseada em: 1) nas características da estrutura que vai ser analisada, 2) nos elementos disponíveis pelo programa e 3) na capacidade de processamento do computador utilizado.

Relativamente aos elementos disponíveis, existem muitos tipos e classes diferentes de elementos que por sua vez possuem igualmente aplicações ideais distintas. Por ordem crescente de complexidade tem-se os elementos unidimensionais, os elementos 2D também conhecidos como elementos quadrilaterais e os elementos 3D que representam formas sólidas e dividem-se geralmente em dois tipos de formas básicas: hexaedros e tetraedros, Figura 4.1.

Os elementos casca 2D permitem a obtenção de uma solução precisa com uma baixa densidade de malha e pouco tempo de processamento comparativamente aos elementos sólidos 3D. No entanto, os elementos casca 2D só são adequados para peças com uma espessura fina, ou seja, quando a espessura é bastante menor que o tamanho total ou área da superfície do sistema. Porém, não existe uma regra universal que quantifica essa proporção e a sua aplicação deve ser tida em conta na experiência do utilizador. Além disso, a implementação de elementos casca 2D em peças com espessura fina pode ser proibida devido à complexidade da geometria, ou em algumas situações a sua aplicação só é possível após uma modificação significativa da peça. Normalmente, evita-se realizar uma grande simplificação da geometria pois pode provocar a alteração dos resultados, uma vez que se torna uma estrutura diferente da inicial. Assim, nestes casos deve-se utilizar os elementos sólidos 3D. Os elementos sólidos 3D normalmente são utilizados em peças consideradas espessas e quando se pretende obter informação global (não muito precisa) do comportamento da estrutura. A utilização de elementos sólidos 3D por substituição de elementos casca 2D aumenta o tempo de processamento, por necessitarem de uma malha mais densa para obter soluções semelhantes ao que seria obtido por elementos casca. Portanto, pode-se concluir que a diminuição do tempo de processamento para obtenção de resultados por elementos casca 2D, conduz a um aumento substancial de pré-processamento na preparação da geometria. Enquanto que os elementos sólidos 3D acontece exatamente o oposto [37].

Os programas atuais utilizam automaticamente uma malha com elementos quadrilaterais ou predominantemente quadrilaterais para os modelos casca e elementos tetraédricos para os modelos sólidos. Os elementos triangulares de primeira ordem (ou baixa ordem) são menos precisos que os elementos quadrilaterais da mesma ordem, assim para obterem resultados semelhantes necessitam de uma malha mais densa. Esta situação ocorre igualmente para os elementos de segunda ordem (alta ordem), em que uma malha de elementos hexaédricos fornecerá com menor tempo de processamento uma solução precisa, do que uma malha com elementos tetraédricos de segunda ordem¹. No entanto, as malhas de elementos hexaédricos regulares são dependentes do tipo de geometria e como já foi visto não é favorável realizar grandes simplificações geo-

¹Elementos tetraédricos de segunda ordem também podem ser designados por elementos tetraédricos parabólicos ou elementos sólidos tetraédricos de 10 nós.

métricas, pois podem afetar os resultados finais. Assim, nestes casos utiliza-se uma malha de elementos tetraédricos que praticamente não necessita de simplificações geométricas. Alguns estudos, como o realizado por Erke Wang, Thomas Nelson e Rainer Rauch [39] demonstraram que uma malha de elementos tetraédricos de segunda ordem com a densidade adequada pode fornecer resultados semelhantes a uma malha de elementos hexaédricos, Figura 4.2. Para o caso de uma solução não linear, que requer mais tempo de processamento do que uma análise linear, é bastante vantajoso aplicar elementos hexaédricos uma vez que estes permitem utilizar uma malha menos densa. Assim, a aplicação de uma malha com menor densidade, ou seja, o recurso a um modelo mais pequeno pode permitir a realização de mais análises numéricas dentro do prazo estipulado [40].

Por fim, após a comparação do grau de precisão entre elementos da mesma ordem mas pertencentes a famílias distintas, agora falta comparar o grau de precisão entre elementos de ordem diferentes pertencentes à mesma família. Por norma, o aumento de ordem está associado a um aumento do número de nós e, portanto, aumenta a capacidade do elemento de detetar e transmitir esforços. Por outras palavras, o aumento de ordem está associado a um aumento do grau de precisão. Por exemplo, os elementos de baixa ordem como os elementos hexaédricos de 8 nós ou os tetraédricos de 4 nós requerem malhas mais finas para determinados problemas (exemplo, problemas de flexão) do que os elementos de alta ordem hexaédricos de 20 nós e tetraédricos de 10 nós, respetivamente. Deste modo, os elementos de ordem superior fornecem resultados mais satisfatórios, mas o ideal num modelo é misturar diferentes tipos de elementos mantendo a compatibilidade adequada entre os graus de liberdade. Por exemplo, num modelo casca pode-se implementar na superfície elementos predominantemente quadrilaterais e os elementos triangulares são utilizados unicamente em zonas irregulares [4].

Resumidamente, existem três fatores de controlo de qualidade num modelo sólido: a limpeza da geometria (Secção 4.2.4), refinamento/qualidade da malha (Secção 4.2.2) e a capacidade do programa de corrigir elementos não uniformes em tempo real. Os dois primeiros fatores são totalmente controlados pelo utilizador, enquanto que o terceiro depende do programa utilizado. Relativamente à precisão, os modelos casca (quando são passíveis de ser aplicados) podem ser significativamente mais precisos do que os modelos sólidos com um menor tempo de processamento. A implementação de elementos ou modelos sólidos é uma técnica mais intensiva para a CPU e, portanto, só deve ser considerada quando as outras opções não forem aplicáveis. Finalizando, cada elemento deve apenas ser utilizado quando é apropriado e a compreensão das capacidades, limitações e técnicas de todos os tipos de elementos permitirá obter mais rapidamente a solução precisa.

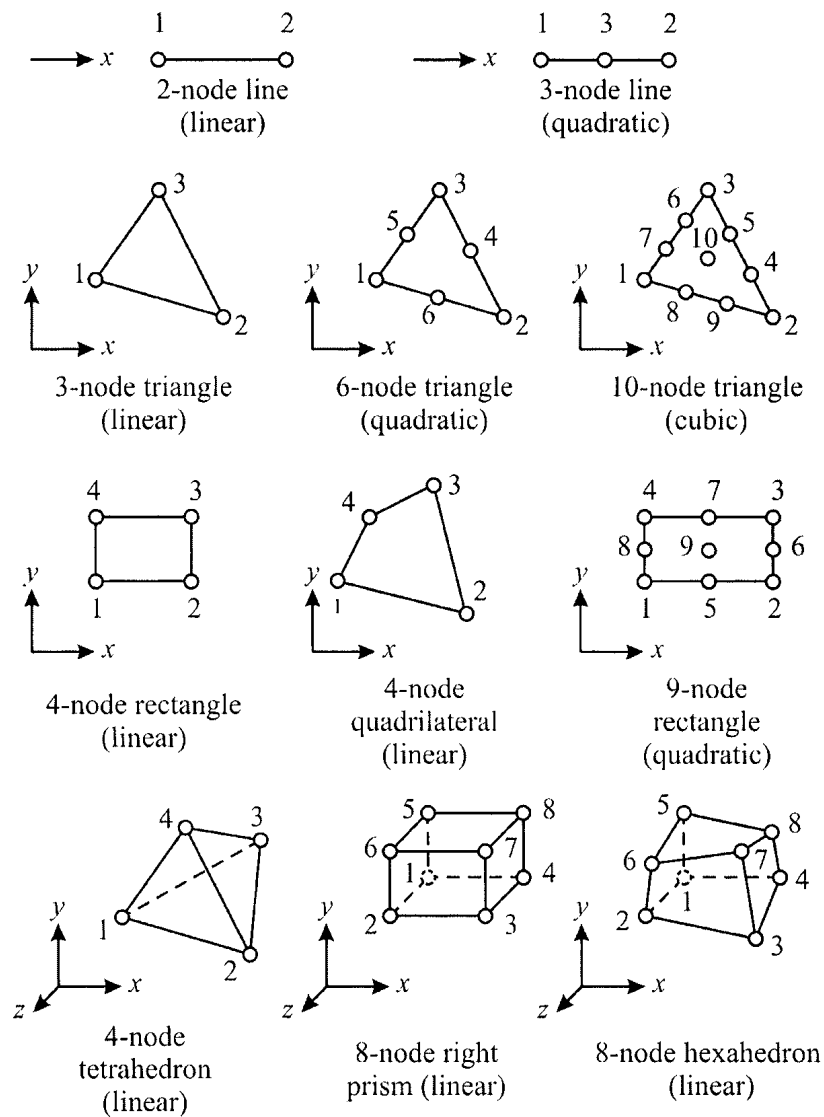


Figura 4.1: Os elementos principais de uma, duas e três dimensões utilizados numa análise de elementos finitos (retirado de [5]).

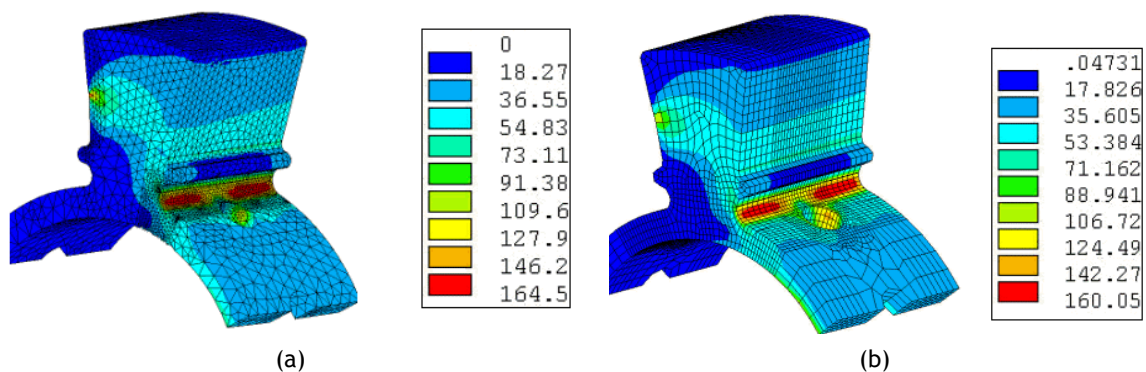


Figura 4.2: A Figura (a) representa o resultado numérico da distribuição da Tensão Equivalente com elementos tetraédricos enquanto que a Figura (b) efetua a mesma análise só que utilizando elementos hexaédricos (retirado de[39]).

4.2.2 Qualidade da Malha

Os programas atuais de análise de elementos finitos, como o *ANSYS*, possuem a capacidade de desenvolver automaticamente malhas com boa qualidade para geometrias simples. Assim, o próprio programa permite em algumas situações transformar esta fase como a etapa mais fácil de todo o processo de estudo. No entanto, assegurar que os elementos presentes na malha são uniformes e que esta permite convergir para os comportamentos desejados é uma proposição mais difícil. Desta forma, a escolha do tipo de elemento para o problema é tão importante como garantir a uniformidade e qualidade dos elementos.

A precisão de uma solução é principalmente dependente da qualidade da malha. A qualidade da malha é definida pela convergência do problema, por exemplo se os deslocamentos globais convergirem para um valor estável e qualquer outro parâmetro de estudo convergir localmente, este é um sinal positivo da qualidade da malha. Outro fator importante é que quanto mais uniformes e regulares forem os elementos, portanto quanto melhor for o aspeto visual da malha, mais eficiente ela é. Apesar de que a uniformidade da malha não garante necessariamente que esta é a malha ideal para uma determinada geometria, contudo uma malha com elementos irregulares quase sempre indica algum tipo de problema. A forma mais eficaz de minimizar estes problemas ou erros é compreender o impacto de cada tipo de elemento e a respetiva qualidade da malha. Desta forma, consegue-se entender se os elementos escolhidos representam adequadamente a geometria e podem fornecer as respostas estruturais do sistema. Assim, quando se determina a malha final, assume-se que esta irá representar com precisão as propriedades de estudo e que os elementos nas regiões de interesse são de elevada qualidade [40], [41].

A implementação da malha é apenas uma etapa de todo o processo e a precisão também é controlada pelas propriedades dos materiais, condições de fronteira, entre outros parâmetros. Deste modo, dados indevidamente atribuídos em qualquer uma destas áreas poderá resultar em imprecisões finais significativas.

4.2.3 Convergência

A convergência não corresponde a uma etapa num processo de elementos finitos, mas pode-se dizer que é a sub-etapa mais importante inerente à fase da escolha final da malha. Por isso, decidiu-se criar uma secção unicamente destinada à sua compreensão.

Para entender plenamente o valor da convergência, é importante perceber em primeiro lugar o que realmente acontece ao modelo com os sucessivos refinamentos de malha. Considera-se o seguinte exemplo, onde se pretende estimar a área abaixo de uma curva utilizando uma série de retângulos. O conhecimento sobre a altura e largura de cada retângulo permite calcular a área e com a soma das áreas de todos os retângulos obtém-se uma estimativa para a área total sob a curva. Neste exemplo, verifica-se que o valor da área total torna-se cada vez mais preciso quando se aumenta o número de retângulos, visto que estes conseguem seguir a curvatura mais corretamente. É exatamente o que acontece quando se aumenta o número de elementos e consequentemente o número de nós numa determinada área, principalmente com limites curvilíneos, os elementos conseguem modelar a geometria de forma mais precisa. Esta situação é visível na Figura 4.3a, onde um domínio de fronteira curvilínea é discretizado por uma malha pouco refinada. A utilização de uma malha mais densa constituída pelo mesmo tipo de elementos e para o mesmo domínio é mostrada na Figura 4.3b. Verifica-se que a segunda malha,

a que contém mais elementos, inclui significativamente mais do domínio físico e, portanto, a geometria está melhor representada [36].

Portanto, uma solução precisa de FEA é aquela em que, pelo refinamento correto da malha, a geometria está bem representada e permite atingir valores finitos. A convergência de uma malha com menos do que 5% de mudança nos resultados finais é raramente garantida quando os parâmetros que foram introduzidos na análise estão potencialmente errados [40]. Porém, se após várias iterações e sucessivos refinamentos de malha os resultados não apresentam mudanças significativas, tal significa que a solução é precisa. Na prática a solução precisa é a melhor solução para uma determinada geometria, propriedades e condições de fronteira, ou seja, é a solução que melhor descreve o problema implementado. No entanto, o facto de se obter uma solução precisa não significa que seja a solução real ou a que representa o comportamento verdadeiro da peça em testes experimentais. Deste modo, quando se fala em solução precisa significa que para os parâmetros introduzidos e segundo as suposições realizadas no modelo numérico aquela é a solução ideal. A solução precisa só é igual à solução real ou experimental, se cada um dos pressupostos realizados durante a análise numérica forem coincidentes com o ambiente operacional.

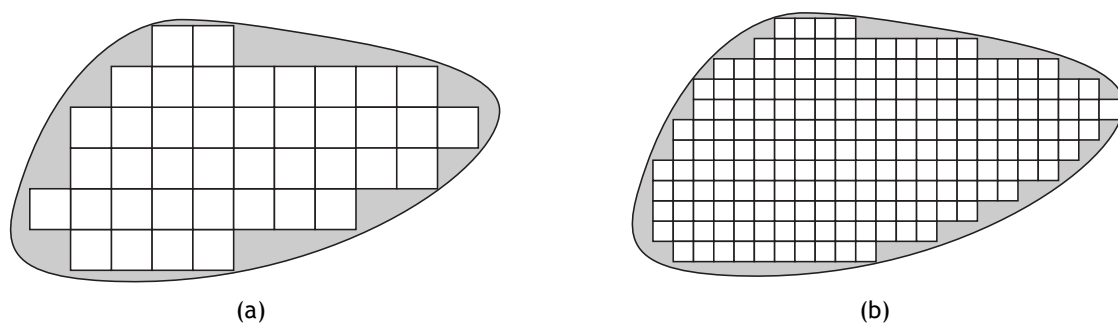


Figura 4.3: A Figura (a) representa um domínio arbitrário discretizado por 41 elementos quadrados e a Figura (b) representa o mesmo domínio com uma malha de 192 elementos quadrados (retirado de [36]).

4.2.4 Limpeza da Geometria

A geometria é considerada apenas um modelo para a construção da malha. Normalmente, quanto mais simples/limpa for a geometria, a malha irá representar de forma mais adequada a estrutura que lhe está inerente. O conceito de geometria limpa pode ser definido como um modelo que maximiza as possibilidades de uma malha configurar adequadamente as características da peça para a obtenção de resultados precisos. Assim, a peça deve ser previamente desenhada com o conhecimento que as suas características devem permitir a implementação correta da malha e todas as mudanças de forma devem ser suaves para evitar elementos distorcidos nas transições. Caso isto não seja feito, ou durante a implementação da malha surge um detalhe que compromete a sua precisão, pode-se proceder a uma simplificação da geometria garantido que não reduza a integridade estrutural da peça. Além disso, qualquer simplificação deve ser realizada longe das áreas de interesse e os efeitos locais de uma determinada alteração da geometria não pode afetar o comportamento global do sistema. Concluindo, a malha ideal é aquela que representa o modelo mais pequeno possível garantindo dados corretos e atingindo os objetivos de estudo.

As peças normalmente possuem dimensões e características baseadas na conveniência de desenho/fabricação e, por conseguinte, aparecem detalhes geométricos que comprometem a análise de elementos finitos, por exemplo: cantos, arredondamentos (ou *fillets*) e superfícies demasiado pequenas. As superfícies pequenas comparativamente com outro tamanho do modelo, ou mais pequenas do que o tamanho nominal da malha originam elementos distorcidos, uma vez que os elementos alteram o seu formato para se adaptarem às dimensões da nova região. Além disso, os elementos distorcidos causam irregulares nas regiões adjacentes, ou seja, estes elementos promovem o erro numérico. Existem também os casos em que a mudança de dimensão de uma região para outra é tão drástica que leva mesmo à falha da implementação da malha. Portanto, para evitar este tipo de situações existe uma “regra” que indica que o tamanho mínimo de uma certa região não deve ser menor que $1/3$ do tamanho do elemento utilizado [40]. Deve-se ter em atenção que nem todos os arredondamentos podem ser retirados, mais uma vez se estes estiverem colocados em zonas críticas e que se sabe *a priori* que a sua eliminação afetará os resultados finais, estes devem continuar na peça em prejuízo da uniformidade da malha. Além disso, são pormenores que além de permanecerem na peça devem ser refinados para se obter o comportamento/valor mais preciso possível. Esta situação verificou-se na estrutura do ParaFlyVOne, onde os arredondamentos dos furos de ligação da asa foram essenciais para a obtenção da convergência das tensões nessas regiões.

Finalizando, todos os problemas são diferentes e deve ser analisado o impacto nos resultados para cada problema quando alguma alteração é realizada. Normalmente, uma análise de deslocamentos e modal requer menos detalhe geométrico do que uma análise de tensões, uma vez que nos dois primeiros casos os fenómenos locais terão um efeito insignificante no comportamento global. Em caso de dúvida, deve-se manter uma atitude conservadora e não fazer qualquer tipo de alteração na estrutura; por exemplo na estrutura do parapente motorizado só foram retirados os arredondamentos dos furos que apresentavam tensões mais baixas. De qualquer das formas, é aconselhado realizar várias iterações de simulação para compreender o que pode ser retirado ou modificado sem alterar o comportamento estrutural do modelo. Por norma, os objetivos da análise do projeto conduzirão ao nível de detalhe necessário no modelo.

4.2.5 Propriedades dos Materiais

As propriedades dos materiais podem ser encontradas em várias referências com vários valores distintos, uma vez que os materiais se comportam de forma diferente sobre determinadas condições de temperatura, deformação ou de processamento. Da mesma forma, os materiais possuem diferentes propriedades de falha dependendo da liga, do tratamento térmico ou do método de fabrico. Assim, os resultados que se obtém para uma determinada liga com propriedades específicas não podem ser generalizadas, especialmente se não for conhecida a fiabilidade da fonte. Portanto, a forma mais fiável de se obter as propriedades para uma análise estrutural é realizar um teste a uma amostra do material sob condições semelhantes às condições de funcionamento da peça. Como no estudo realizado nesta dissertação isso não foi possível, os valores foram retirados de várias fontes, [42], [43]. De qualquer das formas, as condições de funcionamento devem ser conhecidas não só para ajustar as propriedades dos materiais, mas também para a sua integração nas condições de fronteira numa análise de elementos finitos.

Existem vários tipos de materiais; os que foram utilizados no estudo da estrutura do parapente pertencem à classe dos materiais isotrópicos (materiais metálicos: alumínio) e ortotrópicos

(materiais compósitos: fibra de vidro e epóxi) [44]. De seguida, apresenta-se uma definição para cada um desses materiais:

- Materiais isotrópicos: As propriedades são as mesmas em qualquer direção, ou seja, os materiais isotrópicos têm propriedades que são independentes da orientação geométrica;
- Materiais anisotrópicos: As propriedades dos materiais anisotrópicos diferem em duas ou mais direções pelo que estes materiais requerem definição da orientação do material;
- Materiais ortotrópicos: Os materiais ortotrópicos é um tipo específico de materiais anisotrópicos onde as suas propriedades são diferentes em direções perpendiculares entre si, isto é, existe simetria de propriedades em relação aos três planos perpendiculares.

A maioria das análises são realizadas com o pressuposto de que as propriedades dos materiais são isotrópicas e homogéneas. Os materiais presentes na biblioteca do *ANSYS* são materiais homogéneos e possuem propriedades constantes em todo o volume. Na realidade, são poucos os materiais que se comportam de forma tão perfeita. Deste modo, estas aproximações devem ser consideradas quando se realiza a análise dos resultados finais de FEA ou quando se compara estes resultados com os experimentais. Por exemplo, a verificação de uma falha é dos passos mais críticos e fundamentais. Existem muitas peças que falham devido a fragilidades de processamento, tratamento térmico ou defeitos internos que reduzem localmente a rigidez/resistência do material e que não pode ser previsto por uma análise de elementos finitos.

Normalmente, as três propriedades principais a serem introduzidas numa análise de elementos finitos (FEA) são: o módulo elástico longitudinal (E), módulo elástico de corte (G) e o coeficiente de Poisson (ν). No entanto, os problemas que requerem um modelo de material não linear necessitam de propriedades adicionais. As propriedades elásticas mencionadas anteriormente devem ser especificadas, além da relação tensão-deformação não linear que irá governar o comportamento em regiões plásticas, ou seja, quando a deformação excede a tensão de cedência. O gráfico mais recorrente em engenharia para análises não lineares é o gráfico de tensão-deformação de engenharia ou *engineering stress-strain*, apesar de ser impreciso uma vez que é calculado dividindo a carga aplicada pela área da secção transversal inicial. Na prática, durante um ensaio à tração existe um estreitamento da área da secção transversal que não é considerado corretamente neste tipo de gráfico. Esta ocorrência é mostrada numa curva de tensão-deformação de engenharia, Figura 4.4, quando a tensão diminui com o aumento da deformação. Na realidade, a área da secção transversal que foi reduzida provoca que o estado de tensão resultante continue a aumentar em função da deformação. Assim, a curva mais correta é a curva de tensão-deformação verdadeira ou *true stress-strain*, que contabiliza a minimização da área e consequentemente apresenta valores de tensão mais elevados do que a curva de *engineering stress-strain*. Contudo, como é difícil de detetar e controlar o início da mudança de área na secção transversal da amostra, a curva de *engineering stress-strain* é a mais utilizada em projetos de engenharia e, portanto, a escolhida para representar as propriedades dos materiais utilizados no estudo numérico. Por fim, como o material aplicado na estrutura do ParaFlyVOne entra em regime plástico, foi necessário escolher um dos três modelos de materiais não lineares: modelo bilinear, trilinear e multilinear. O modelo bilinear, exemplo da Figura 4.5, foi o modelo escolhido e apenas requer a introdução da tensão de cedência e do módulo tangente do material [44], [45].

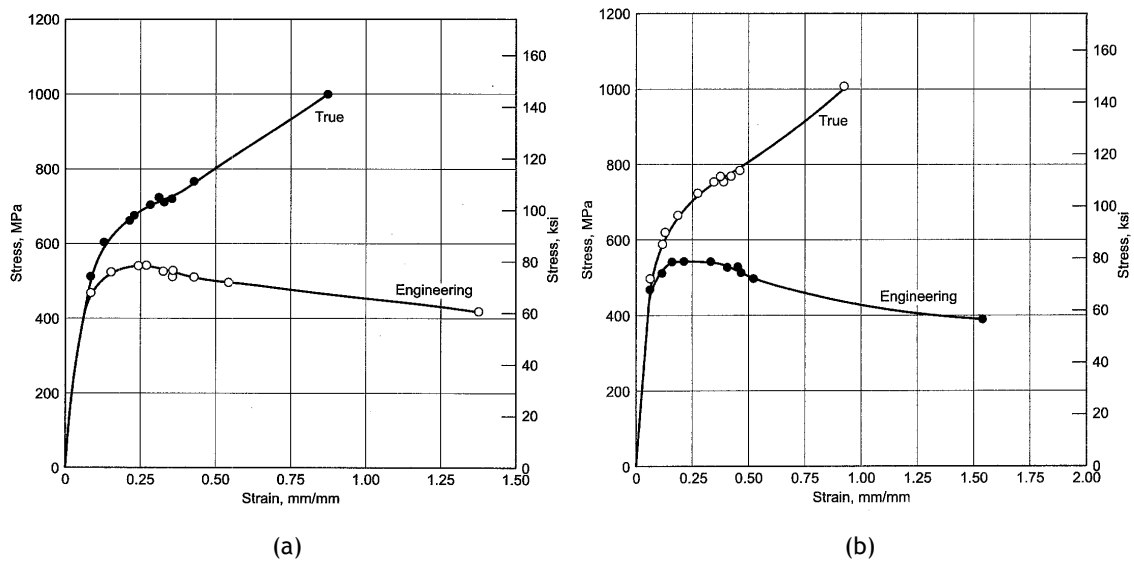


Figura 4.4: A Figura (a) e (b) representam as curvas de *engineering stress-strain* e *true stress-strain* de uma peça de titânio de grau 2 comercialmente puro, onde o ensaio em (a) foi realizado na direção longitudinal e o ensaio (b) na direção transversal (retirado de [42]).

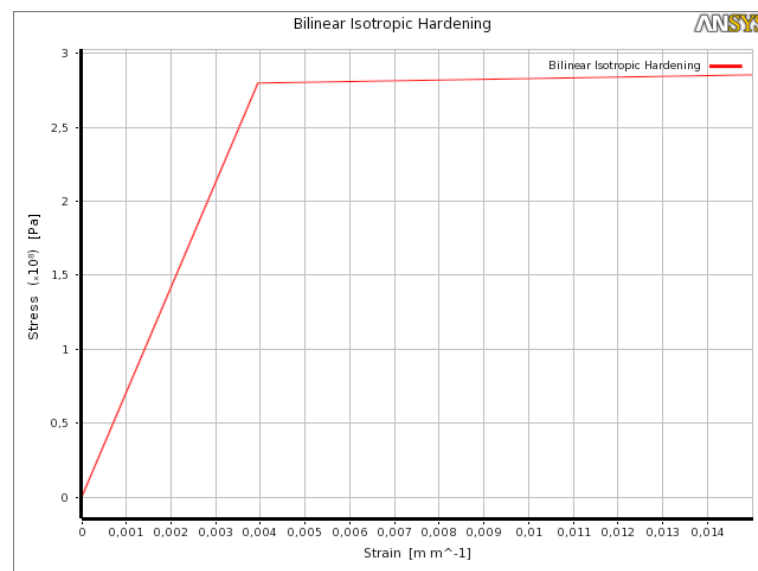


Figura 4.5: Representação gráfica de um modelo bilinear de uma liga de alumínio com uma tensão de cedência de $2.8\text{E}+08\text{Pa}$ e um módulo tangente de $5\text{E}+08\text{Pa}$.

4.2.6 Condições de Fronteira

Após a resolução das equações diferenciais parciais continuam a existir incógnitas que só serão eliminadas com a imposição de condições específicas na superfície do corpo. Estas condições são o que se designa por condições de fronteira ou de contorno. Existem dois tipos principais de condições de fronteira: as cargas (como forças, momentos, pressões e acelerações) e as restrições de deslocamento [46].

A implementação das condições de fronteira implica que existe um conhecimento prévio das condições físicas e ambientais de funcionamento a que a estrutura estará sujeita. Muitas vezes é difícil ou até mesmo impossível definir com precisão as condições de fronteira, uma vez que

as condições de operação podem ser desconhecidas ou variar consideravelmente dependendo do utilizador e do ambiente de utilização. Mais uma vez, uma atitude crítica deve estar presente e em caso de dúvida de alguma suposição, deve-se realizar uma simulação e verificar se os resultados estão em conformidade com o esperado. A determinação do conjunto mínimo de condições de contorno que torna o modelo estável é a fase mais importante e não se deve tentar simular efeitos que não podem ser modelados explicitamente, pois podem condicionar todo o comportamento da peça. Deste modo, é importante compreender a influência de cada parâmetro no modelo e apenas restringir ou permitir comportamentos que sejam esperados no sistema real. Além disso, existem várias formas de representar o mesmo problema e a forma como se interpreta cada problema vai condicionar os resultados obtidos. Por exemplo, os deslocamentos podem ser menores ou maiores de acordo com as condições de fronteira utilizadas. De forma similar, a magnitude das tensões podem ser maiores ou menores, dependendo das restrições introduzidas no corpo sólido. Assim, apenas se pode considerar errado se não for compreendida a influência que cada suposição terá nos resultados finais e a interpretação dos resultados deve ser realizada à luz de cada pressuposto [46].

4.3 Pós-processamento

Os resultados de um determinado problema não são nada mais do que uma quantidade substancial de informação em estado bruto. O ANSYS, na fase de pós-processamento, tem a possibilidade de fornecer essa informação de diferentes formas, por exemplo através de animações e representações gráficas da distribuição de tensões, deformações e outros parâmetros considerados relevantes para o modelo. A interpretação destes resultados é a chave que permite identificar as áreas de maior importância, tais como regiões da estrutura que devem ser reforçadas (áreas de potencial falha) ou zonas em que o comportamento exibido traduz desperdício de material (áreas onde o modelo é pouco carregado) [37]. Desta forma, estas e outras informações sobre o desempenho do modelo são conhecidas antes do teste experimental de um protótipo. Além disso, os resultados de uma análise de elementos finitos permitem uma otimização da peça estudada sem recurso à construção e teste do modelo.

Nesta dissertação, como os fatores de análise principais são as tensões e as deformações da estrutura, adotou-se por exibir estes parâmetros graficamente e com a obtenção da deformação total, tensão de Von Mises (ou tensão equivalente), fator de segurança e critério de falha para cada caso estudado.

4.3.1 Tensão de Von Mises e Fator de Segurança

Para verificar o cumprimento da circular 34864ULM foi necessário escolher primeiramente a teoria de falha que mais se adequava ao problema. Como neste caso a estrutura tubular do parapente elétrico ParaFlyVOne é feita de alumínio, aplicou-se a teoria de falha dúctil. Esta teoria admite que um material dúctil sujeito a uma carga estática pode redistribuir a tensão sem fratura e é caracterizada por uma propagação lenta da fenda depois de uma deformação plástica significativa. Existem várias teorias de falha dúctil: a teoria da tensão normal máxima, a teoria da tensão de corte máxima (ou critério de Tresca) e a teoria da energia de distorção máxima (ou critério de Von Mises e H. Hencky). A que foi utilizada na estrutura do parapente foi a teoria da energia de distorção máxima, podendo ser enunciada da seguinte forma:

- Teoria da Energia de Distorção Máxima-Critério de Von Mises e H. Hencky: Esta é a teoria mais utilizada em análises estruturais e prevê que a falha por cedência ocorrerá quando a tensão de Von Mises iguala ou excede a tensão de cedência do material. Esta quantidade de tensão é derivada utilizando uma hipótese de energia de deformação, sendo dada pela seguinte Equação (4.1).

$$\sigma_{vm} = \left[\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right]^{1/2} \quad (4.1)$$

Portanto, a condição de falha é dada pela Equação (4.2), onde σ_y representa a tensão de cedência do material.

$$\left[\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right]^{1/2} \geq \sigma_y \quad (4.2)$$

Simplificando a condição de falha anterior, fica a Equação (4.3)

$$\sigma_{vm} \geq \sigma_y \quad (4.3)$$

Relativamente ao fator de segurança, todos os corpos possuem um limite de carregamento dependendo do material utilizado. Esse limite de carregamento pode ser expresso pela tensão de cedência do material, por exemplo se uma liga de alumínio possui uma tensão de cedência de 220MPa qualquer tensão igual ou acima deste valor resultará numa deformação permanente no local onde este limite foi atingido. Se a estrutura em que este material foi aplicado não se deve deformar permanentemente, então a tensão máxima permitida terá de ser menor que 220MPa. Assim, pode-se estimar um fator de segurança para garantir que esta situação não ocorra. O fator de segurança (FS) é dado pela razão entre a tensão limite do material (normalmente a tensão de cedência, σ_y) e a tensão máxima obtida na estrutura (neste caso, a tensão máxima de Von Mises ou tensão máxima equivalente ($\sigma_{e_{max}}$)), Equação (4.4). O resultado desta fração deverá ser superior a 1 para garantir que não existe deformação permanente [47]. O *ANSYS Workbench* calcula automaticamente o fator de segurança, tanto para materiais dúcteis como frágeis.

O fator de segurança numa simulação de *Workbench* é bastante útil uma vez que poderá indicar uma área potencial de deformação plástica ou até mesmo uma falha estrutural, dependendo se o critério de tensão limite é a tensão de cedência ou a tensão de rutura, respetivamente. No estudo realizado nesta dissertação foi retirado do *ANSYS Workbench* o fator de segurança para o tubo de alumínio. Idealmente, o fator de segurança deve ser superior a 1,65 uma vez que em aeronáutica o FS para carregamentos estáticos é de 1,5 e para materiais metálicos multiplica-se um coeficiente de incerteza de 1,1, resultando num fator de segurança mínimo de 1,65 [38]. Além disso, o fator de segurança deve ser coerente com a finalidade, incerteza das condições de carregamento e a possibilidade dos carregamentos mais elevados se repetirem frequentemente [37].

$$FS = \frac{\sigma_y}{\sigma_{e_{max}}} \quad (4.4)$$

De acordo com a Equação (4.4), o parâmetro de projeto em estudo é a tensão máxima admissível na estrutura. Caso o fator limitante de projeto seja de natureza diferente, tal como o deslocamento máximo ou a temperatura máxima, aplica-se o mesmo raciocínio modificando

apenas a Equação (4.4), substituindo a quantidade limite no numerador e a quantidade medida no denominador.

4.3.2 Critérios de Falha

Devido à anisotropia intrínseca de materiais compósitos e à existência de vários modos de falha, isto é, falha do material a um nível micromecânico, camada e laminado, torna-se difícil o desenvolvimento de uma teoria de falha que prevê todos os casos. Existem vários critérios para a análise e previsão de falha de materiais compósitos dividindo-se em 3 categorias principais. O primeiro critério de falha não está associado diretamente aos modos de falha, como é o caso do critério de interação quadrática de Tsai-Hill, Tsai-Wu e Tsai-Wu modificado. Por outro lado, a segunda categoria inclui critérios de falha que estão associados aos modos de falha e que tenta distinguir entre falhas de fibra e da matriz. Alguns dos critérios de falha pertencentes à segunda categoria são o Maximum Stress, Maximum Strain, Hashin e Puck. De uma forma geral, as duas primeiras categorias necessitam de um conjunto de dados semelhantes, exceto o critério de Puck que precisa de dados extra que são normalmente difíceis de obter. Por fim, a terceira categoria na previsão de resistência do material compósito analisa o laminado e não define o estado de tensão-deformação por camadas. Este último método de análise de falha não foi estudado nesta dissertação [48].

Dos critérios de falha mencionados, apenas dois foram aplicados na fase de pós-processamento da análise da estrutura, com o objetivo de verificar a influência de cada teoria nos resultados finais. O critério de análise principal foi o método de Tsai-Wu, enquanto que o critério secundário foi o método de Maximum Stress. O método de Maximum Stress só foi aplicado para confirmar se o modelo continuava a ser validado. Estes dois critérios, principalmente o Maximum Stress, são dos métodos mais utilizados em programas de análise de elementos finitos e na indústria. Além disso, ambos representam um número de conceitos/pressupostos fundamentais que estão a par com a evolução e desenvolvimento dos critérios de falha de materiais compósitos [48].

Relativamente à teoria por trás do critério de Tsai-Wu (1971), esta representa uma simplificação do critério de Tsai-Hill para a teoria de falha generalizada de materiais anisotrópicos. Existem duas formas do critério de falha de Tsai-Wu presentes numa análise de falha no ANSYS. A primeira forma do critério é o “*strength index*” ou TWSI que é expressado com as seguintes equações:

$$I_F = A + B \quad (4.5)$$

A segunda forma é o inverso de “*strength ratio*” (TWSR) dado por:

$$I_T = \frac{1}{R} = \left[-\frac{B}{2A} + \sqrt{\left(\frac{B}{2A}\right)^2 + \frac{1}{A}} \right]^{-1} \quad (4.6)$$

Onde no caso 2D de tensão no plano, A é igual:

$$A = \frac{(\sigma_1)^2}{X_T X_C} + \frac{(\sigma_2)^2}{Y_T Y_C} + \frac{(\sigma_{12})^2}{S^2} + c_1 \frac{\sigma_1 \sigma_2}{\sqrt{X_T X_C Y_T Y_C}} \quad (4.7)$$

E c_1 é um coeficiente da teoria de Tsai-Wu que por defeito toma o valor de -1. Por fim, o termo B é definido como:

$$B = \left(\frac{1}{X_T^2} - \frac{1}{X_c^2} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_T^2} - \frac{1}{Y_c^2} \right) \sigma_2 \quad (4.8)$$

Todos os resultados dos critérios de falha são apresentados como valores indicadores onde um valor igual ou superior a 1 significa que existe falha.

4.4 Outros Parâmetros de Análise

4.4.1 Análises não lineares

A maioria dos fenômenos físicos exibe um comportamento não linear, contudo por simplificação muitos destes sistemas podem ser estudados assumindo um comportamento linear e obterem-se resultados satisfatórios. Uma análise não linear é mais difícil de configurar e possui um tempo de processamento mais elevado comparativamente a um estudo linear semelhante. Da mesma forma, a convergência numa análise não linear pode demorar mais tempo que uma análise linear, principalmente se estiverem presentes elementos distorcidos em áreas de elevado carregamento. A única vantagem visível de uma solução não linear é que a sua aplicação em alguns problemas permite a obtenção de resultados mais precisos do que uma solução linear, uma vez que esta considera ativos muitos fatores que podem alterar o comportamento da estrutura. Por isso e consoante os objetivos de utilização de cada um dos dois métodos, estes devem ser encarados para cada problema em particular e o sistema avaliado segundo os parâmetros não lineares. Por exemplo, quando se assume que um problema pode ser modelado como sendo linear deve-se verificar o seu grau de não linearidade, ou seja, deve-se certificar que a variação entre uma solução não linear e uma aproximação linear seja pequena, e portanto os resultados lineares são válidos. Em muitos casos, simplesmente compreender os efeitos de não linearidade pode permitir aplicar decisões de projeto como lineares. Porém, também existem outros tipos de problemas que por determinadas circunstâncias ou fatores requerem obrigatoriamente uma solução não linear. A decisão de utilizar uma análise não linear deve derivar de uma necessidade que não pode ser satisfeita por uma aproximação linear. A maioria dos comportamentos não lineares num projeto podem ser divididos num destes três tipos: ao nível das propriedades do material, geometria e condições de fronteira. As propriedades não lineares do material são o fator mais comum, porém em muitos casos quando este fator está presente significa que os outros também podem estar [41], [49].

Um dos pressupostos mais comuns de uma análise linear é assumir-se que uma peça com um determinado material quando está carregada no caso mais crítico não atinge o ponto de cedência, mesmo que os resultados obtidos (por exemplo, a tensão máxima) sejam valores muito próximos deste ponto. Neste caso, deve-se assumir uma análise não linear, pois existe a possibilidade de que um comportamento não linear esteja já a afetar os resultados, uma vez que a maioria dos materiais exibem uma faixa significativa de comportamento elástico não linear muito antes da tensão de cedência/ponto de cedência ser atingido. Outra consideração importante quando se recorre a tensões como indicadores de início de plasticidade é que a tensão de cedência é normalmente uma quantidade estimada. O valor de tensão de cedência pode ser maior ou menor que o limite elástico, que é a transição teórica entre o comportamento elástico e plástico. Portanto, o ponto verdadeiro onde a peça apresenta deformações permanentes, pode ser apreciavelmente menor do que o valor da tensão de cedência utilizada. Deste modo, os dados dos materiais são apenas guias de estado de tensão e as tensões bem como a sua distribuição

devem ser entendidas no seu próprio contexto.

Por fim, falta abordar como é que uma análise não linear influencia a escolha dos parâmetros no método dos elementos finitos. Algumas orientações para a implementação de malha e construção do modelo são mais apropriadas para problemas não lineares e o mesmo acontece com os lineares. A construção correta do modelo pode aumentar consideravelmente a velocidade da solução e a probabilidade da convergência ser obtida. Assim, a chave numa análise não linear é implementar os fatores corretos e manter o modelo numérico tão simples quanto possível. Devido à complexidade de uma solução não linear comparada com uma linear, cada tentativa deve ser feita para reduzir o tamanho do modelo sem comprometer a precisão da solução. Por exemplo: (1) a malha deve ser refinada cuidadosamente nas regiões de elevados gradientes e menos densa nas restantes áreas para manter o modelo o mais pequeno possível e (2) como as soluções lineares são mais rápidas podem ser utilizados modelos com um maior detalhe geométrico. No entanto, em modelos não lineares a complexidade da geometria reflete-se no aumento de iterações para atingir a convergência. Assim, quando algumas características geométricas desnecessárias não provocam qualquer alteração numa análise linear, estas podem representar um aumento substancial do tempo de processamento numa análise não linear [5].

4.4.2 Erros associados ao Método dos Elementos Finitos

Como já foi dito no início do Capítulo 4, o Método dos Elementos Finitos utiliza uma representação matemática da simplificação realizada ao problema real. Consequentemente, a solução de elementos finitos é uma solução aproximada do problema considerado tornando-se fundamental verificar se os resultados obtidos são ou não precisos. Por esse motivo, esta Secção (4.4.2) aborda e analisa alguns parâmetros de modelação que podem interferir com a obtenção de uma solução precisa para problemas estruturais. Embora o ANSYS possua vários sistemas de alerta que ajudam o seu utilizador a minimizar os erros obtidos durante cada etapa, ainda assim existem vários aspetos que tanto no pré como no pós-processamento podem interferir com a precisão dos resultados [41], [50].

Numa análise de elementos finitos distinguem-se duas fontes principais de erros: os erros devido ao tipo de programa utilizado e os erros introduzidos pelo utilizador. Relativamente ao primeiro tipo de erro, a utilização de computadores introduz erros numéricos (geralmente pequenos) associados à sua capacidade de representar os dados com precisão. Em oposição, o segundo erro é de inteira responsabilidade do utilizador e, portanto, é o único que pode ser controlado/minimizado. Por exemplo, quando se cria o modelo que será implementado para análise, existe uma quantidade de dados que serão simplificados para permitir o tratamento da peça. Uma das simplificações principais diz respeito às condições de fronteira uma vez que existem diversos fatores que se fossem implementados tornariam o modelo demasiado “pesado” e impossível de ser testado. Desta forma, aplica-se o primeiro erro no início do cálculo numérico, o *modelling error*. No entanto, este tipo de erro pode ser minimizado pela compreensão e adaptação do modelo estrutural que descreve o comportamento real da peça. Por outro lado, quando a geometria de uma estrutura é discretizada, ou seja, quando esta é dividida numa malha de elementos finitos com uma determinada precisão, introduz-se outra aproximação designada por erro de discretização ou *discretization error*. Neste caso, este erro também pode ser reduzido através da utilização de uma malha mais fina, i.e., com mais elementos. Em suma, o somatório de cada um destes erros contribuem para o erro final do modelo computacional o

que é o mesmo que dizer contribuem para resultados pouco precisos. Por isso, em cada etapa da análise da estrutura do ParaFlyVOne tentou-se minimizar cada um destes erros, contudo não existem modelos estruturais perfeitos. Assim, existirá sempre um erro inerente aos resultados e a sua verdadeira precisão só pode ser quantificada corretamente com a comparação com testes experimentais [4], [50].

4.5 Sumário e Conclusões

Neste Capítulo foram apresentados todos os fundamentos básicos de engenharia presentes numa análise de elementos finitos. De acordo com o que foi dito, numa fase inicial de um processo de análise deve-se entender a natureza do problema para configurar cada etapa consoante o pretendido e evitar cálculos desnecessários. Da mesma, quando o modelo de FEA é construído deve-se ter em mente o que se pretende avaliar, quais as condições de fronteira que modelam mais corretamente o problema e se a geometria pode ser simplificada. A geometria e uma análise de elementos finitos estão intrinsecamente ligados, pelo que o modelo em CAD deve ser construído consoante a sua aplicação futura. Este raciocínio poderá facilitar a implementação da malha e tornar o modelo mais preciso, visto que é a qualidade da malha que determina a precisão geométrica. No entanto, o parâmetro mais difícil de modelar em FEA é a introdução e escolha das condições de fronteira. Embora a criação da geometria e o desenvolvimento de uma malha que assegure a convergência seja bastante difícil, o processo mais complicado é decidir e entender quais os fatores do sistema real que devem ser implementados no modelo e os que podem ser ignorados. Por isso mesmo, o fator de segurança utilizado numa análise deve corresponder ao grau de confiança e de precisão que o modelo representa. Por outras palavras, só se pode utilizar um fator de segurança pequeno quando se está seguro do modelo e foram verificadas as condições de fronteira e os restantes parâmetros introduzidos.

Finalizando, uma análise não linear permite aumentar o envelope de simulação obtendo resultados e comportamentos que são mais semelhantes com a resposta real observada em testes experimentais ou no ambiente de voo. Contudo, os parâmetros de modelação não linear são mais complicados e difíceis de implementar, o que pode levar a uma maior facilidade de introduzir ou acrescentar erros numéricos. Devido a isso, a utilização de uma análise não linear deve ser devidamente justificada porque o trabalho extra que lhe está inerente pode não ser compensado pelos resultados obtidos.

Capítulo 5

Criação do Modelo Numérico da Estrutura do ParaFlyVOne

5.1 Configuração da Geometria

Para a aplicação de um método numérico, também designado por método computacional, é necessário primeiramente a criação da geometria do modelo estrutural. De acordo com o que foi concluído no Capítulo 4, um modelo estrutural deve apenas incluir todas as características importantes para que possa representar de uma forma simples e precisa o problema real. Deste modo, a geometria criada deve incluir todos os detalhes necessários para a representação e análise da estrutura que lhe está inerente, mas também ser a geometria mais simplificada possível. A geometria representativa da estrutura do ParaFlyVOne e que foi utilizada no estudo desenvolvido nesta dissertação tentou respeitar esta “regra”.

A geometria do ParaFlyVOne foi idealizada pelo Engenheiro David Chaumet e representa na prática o suporte estrutural para a conexão de todos os elementos essenciais ao voo: motor, bateria, arnês, parapente, entre outros. A estrutura foi desenhada em *CATIA V5*, sendo constituída por um tubo de alumínio (liga de alumínio 5086-H12) com uma espessura constante de 1,5mm, diâmetro de 25mm e um comprimento de 925mm. A estrutura tubular, sem considerar o reforço de fibra de vidro-epóxi, tem uma massa de 0,73kg. A sua forma e a localização de cada furo foi projetada consoante a massa de cada componente para que a estrutura estivesse na posição ideal durante o voo. Para a ligação dos componentes de voo foram realizados vários furos de 6mm, mas também foram feitos furos adicionais com dimensões variáveis para a passagem interna de cabos (cabo de comando de potência e cabo de baterias) bem como para a colocação de cintas. Na Figura 5.1, é possível visualizar os furos de conexão dos principais constituintes e algumas medidas tendo como origem do referencial o furo de ligação da asa. Por fim, no Apêndice C encontra-se o desenho em *CATIA V5* com as restantes medidas.

Como foi referido, após uma primeira análise realizada à estrutura e verificação de que o tubo de alumínio não era resistente o suficiente para os carregamentos impostos, decidiu-se aplicar um material de reforço em algumas partes da peça. O segundo material aplicado ou material de reforço é constituído por várias camadas de fibra de vidro-epóxi, onde cada camada possui uma espessura de 0,5mm. Para a implementação das camadas em *ANSYS* e possível análise, estas foram primeiramente desenhadas em *CATIA V5* como simples cascas sem considerar espessura. A espessura foi posteriormente atribuída no *ANSYS ACP-ANSYS Composite Prepost* consoante o número de camadas necessárias para diminuir o esforço ao tubo de alumínio e ser validado pelo critério de falha. Na Figura 5.2, está representado o número de camadas de fibra de vidro-epóxi dadas pela espessura total em cada região. Por exemplo, as zonas representadas à azul apresentam uma espessura de 3mm o que significa que nessas regiões foram colocadas 6 camadas de fibra de vidro-epóxi. A aplicação destas camadas de fibra de vidro-epóxi no tubo de alumínio aumentou a massa do conjunto para 0,96kg. Por fim, falta indicar que nas camadas de fibra de

vidro-epóxi, cada uma das fibras possui uma direção longitudinal, ou seja, estão orientadas ao longo do tubo conforme mostrado na Figura 5.3.

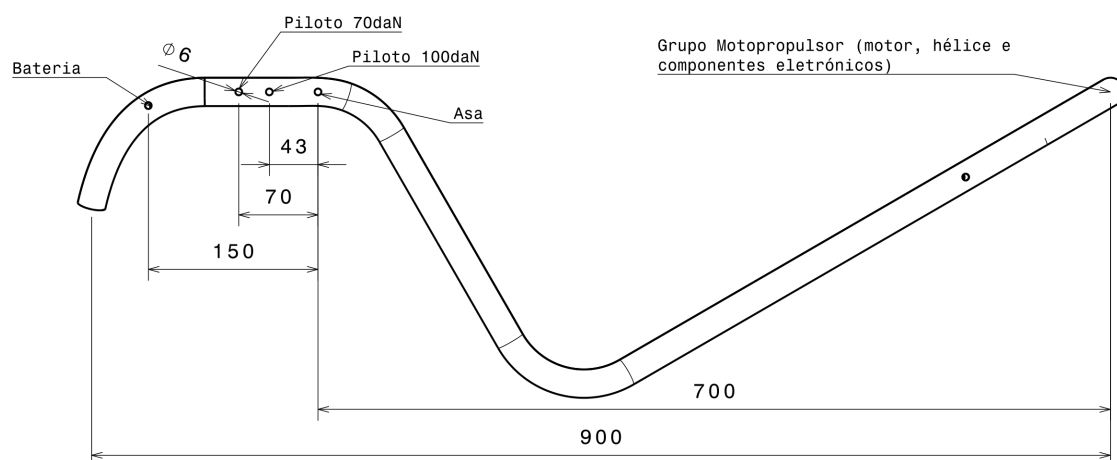


Figura 5.1: Representação de algumas das medidas principais da peça em milímetros.

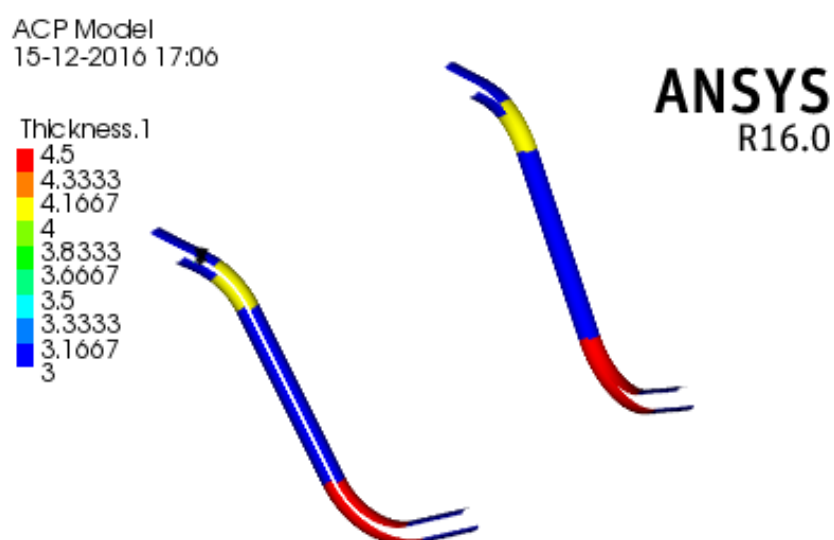


Figura 5.2: Espessura (em milímetros) de cada região reforçada com fibra de vidro-epóxi.

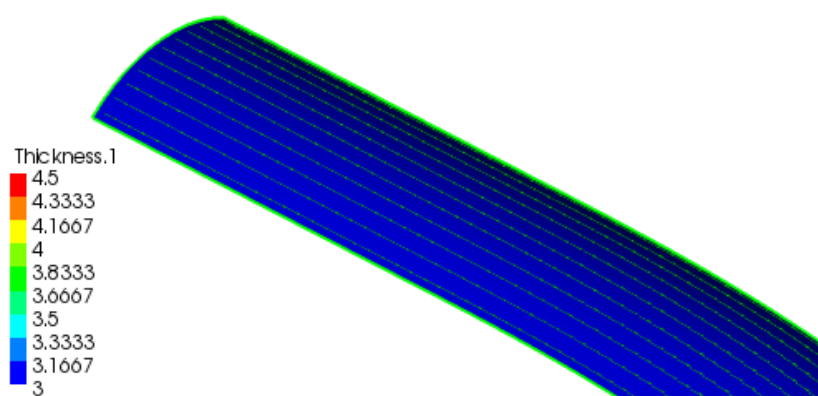


Figura 5.3: Orientação da fibra representativa de cada camada de fibra de vidro-epóxi.

5.2 Implementação em ANSYS Workbench

Após a construção da geometria, segue-se a implementação computacional. O primeiro passo para uma implementação computacional é a identificação do problema que se pretende resolver. Como na análise realizada à estrutura do ParaFlyVOne eram esperadas deformações plásticas, implementou-se uma análise de natureza não linear. As deformações plásticas são representativas de um problema numérico que possui *material nonlinearity*, que pode ser explicado da seguinte forma:

- *Material nonlinearity*: Quando se pretende realizar uma análise de material não linear implica escolher primeiramente um modelo de material para ser implementado. Existem vários modelos: o modelo de material bilinear, o modelo trilinear e o modelo multilinear. A utilização de um modelo em detrimento dos outros depende dos objetivos da análise e dos dados disponíveis. Nesta dissertação o modelo utilizado foi o modelo bilinear, visto que requer apenas a implementação de dois módulos: o módulo elástico (ou módulo de Young linear) e o módulo plástico (que é ativado quando a tensão num elemento excede o critério de cedência especificado).

O principal motivo para a utilização de uma análise não linear ou parcialmente não linear é a obtenção do desempenho exato de uma estrutura. As análises não lineares e a introdução dos parâmetros de não linearidade dependem de problema para problema, por isso mesmo é importante realizar uma análise com cada parâmetro e comparar os resultados. Por exemplo, o que se verificou na estrutura do parapente motorizado foi que para a obtenção dos valores precisos foi necessário introduzir as propriedades dos materiais não lineares e a ativação dos efeitos dos grandes deslocamentos. Os valores precisos são fundamentais em análises que se pretendem verificar uma falha estrutural e calcular o fator de segurança da estrutura (como no estudo da estrutura do parapente elétrico).

A grande desvantagem da utilização de uma análise não linear é que possui um tempo de processamento mais elevado comparativamente com uma análise linear. Os modelos lineares podem ser resolvidos, tal como o nome sugere, linearmente ou sequencialmente. Esta situação é análoga à resolução de um sistema de equações onde o número de incógnitas corresponde ao número de equações, por isso é que um modelo linear é mais rápido (é um modelo direto). No entanto, quando existem mais incógnitas do que equações deve-se utilizar uma aproximação iterativa, tal como de *Newton-Raphson* para resolver o problema. Uma aproximação iterativa caracteriza-se por atribuir um valor a uma das incógnitas e resolver-se o problema. Com base nos resultados da primeira solução é realizada uma estimativa de erro e utilizando esse valor, a incógnita é ajustada e a solução repetida. Este ciclo termina quando a estimativa de erro ficar abaixo de um mínimo pré-determinado. Uma análise/solução não linear requer uma aproximação iterativa. Contudo, a análise da estrutura do ParaFlyVOne é apenas parcialmente não linear pelo que o próprio programa avisou que poderia ser utilizado uma solução direta, *“Warning: An iterative solver was used for this model. However, a direct solver may enhance performance. Consider specifying the use of a direct solver.”*

Por fim, após a seleção da natureza do modelo numérico (análise estrutural estática parcialmente não linear) o passo seguinte foi a implementação dos restantes parâmetros que sustentavam o modelo. O modelo estrutural incluiu 3 aspetos fundamentais: informação quantitativa das propriedades dos materiais, escolha dos elementos finitos bem como da densidade da ma-

lha e por fim a aplicação das cargas que atuam na estrutura. Neste Capítulo não é abordada a introdução das propriedades dos materiais, visto que não existe nenhum cuidado específico para esta etapa, apenas é necessária a colocação de valores e a escolha do modelo de não linearidade já abordado na Secção 4.2.5. Relativamente às propriedades da fibra de vidro-epóxi, foram utilizados os dados da biblioteca do ANSYS, enquanto que para a liga de alumínio os valores foram atribuídos [43]. Por isso, encontram-se em anexo as propriedades da liga de alumínio introduzidas em ANSYS (Apêndice A) e em cada secção são apontados os devidos valores sempre que for necessário para exemplificar alguma situação. Nas próximas secções pertencentes a este Capítulo utilizou-se maioritariamente o modelo de estudo do piloto de 100daN, visto que para a maioria dos casos este corresponde à análise mais crítica e o raciocínio é o mesmo para o piloto de 70daN. As restantes análises realizadas que não estão presentes neste e no próximo Capítulo, encontram-se em anexo (Apêndice B).

5.2.1 Escolha dos Elementos finitos

A ferramenta de análise de FEA divide a representação em CAD do modelo físico em partes mais pequenas, chamadas de elementos finitos. A escolha do tipo de elemento depende do problema que se pretende resolver e a combinação dos comportamentos individuais de cada elemento, gera o comportamento global do sistema físico. O ANSYS Workbench utiliza um conjunto de elementos finitos que devido à sua versatilidade e robustez contribui para uma fácil implementação da malha. Neste caso, o tipo de elemento escolhido para o tubo de alumínio foi o elemento tetraédrico de alta ordem (10 nós quadrático) ou em linguagem de ANSYS o elemento sólido 187 (Figura 5.4a), uma vez que o tubo devido às suas características geométricas não permitia a utilização de elementos casca. Os elementos hexaédricos de alta ordem (20 nós) são considerados a opção correta seguidamente aos elementos casca, contudo mais uma vez a geometria tornou inviável a sua utilização pela quantidade de elementos distorcidos junto aos furos. E como os furos normalmente representam áreas de concentração de tensões, optou-se por não os retirar e aplicar outra classe de elementos. Assim, os elementos tetraédricos de alta ordem podem não ser os elementos ideais para uma análise parcialmente não linear, mas eram os únicos que respeitavam o modelo estrutural subjacente.

Relativamente às camadas de fibra de vidro-epóxi, como representam um modelo de superfície fechada foram implementados os elementos casca “quad-dominate” (4 nós) ou em ANSYS os elementos casca 181 (Figura 5.4b), que fornecem uma boa precisão e eficiência [37].

Os elementos de contacto ou elementos rígidos podem ter diferentes configurações com diferentes nomes, porém são normalmente conhecidos por *multi-point constraints* (MPC). Em termos simples, estes elementos são um meio matemático que conectam os graus de liberdade (DOF) de um nó com os graus de liberdade de um ou mais nós num modelo, sendo o grau de liberdade de um nó restringido pelo grau de liberdade dos outros nós, daí o nome de *multi-point constraint*. A relação entre o primeiro nó, considerado o nó independente, e os outros nós com quem estabelece ligação, os nós dependentes, pode ser designada como “*follow the leader*” [40]. Por outras palavras, quando se liga duas superfícies por elementos rígidos tudo o que acontecer à superfície considerada independente irá ter consequências na superfície dependente, uma vez que as duas superfícies comportam-se como se estivessem unidas. Os elementos rígidos são extremamente valiosos porque permitem a junção de malhas que não se tocam, normalmente pertencentes a partes diferentes da peça e que por algum motivo existe um espaçamento virtual entre ambas. Os elementos rígidos também permitem conectar rapidamente malhas de diferentes densidades

e malhas com diferentes tipos de elementos. Por exemplo, a ligação entre o tubo de alumínio e a fibra de vidro que possuem malhas com elementos e densidades distintas, só pôde ser realizada com este tipo particular de elementos. De acordo com a Figura 5.5, é possível verificar que não existe um espaçamento entre as malhas (Figura 5.5a) e nenhuma parte da malha penetrou na outra (Figura 5.5b), o que significa que a ligação entre ambas as partes da peça em estudo está correta. Além disso, deve-se ter em atenção que a escolha dos elementos anteriores garante a compatibilidade dos graus de liberdade e limita o tamanho do elemento utilizado em cada uma das malhas [51]. Por este motivo, não era possível partir o tubo de alumínio e utilizar malhas com densidades distintas em zonas que seriam posteriormente ligadas à malha representativa das camadas de fibra de vidro-epóxi.

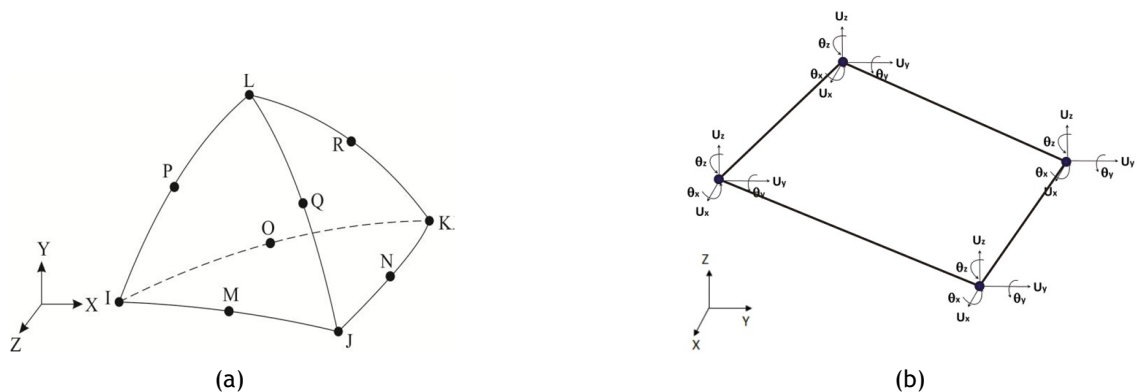


Figura 5.4: A Figura (a) representa o elemento tetraédrico de 10 nós e a Figura (b) representa o elemento casca de 4 nós (retirado de [5]).

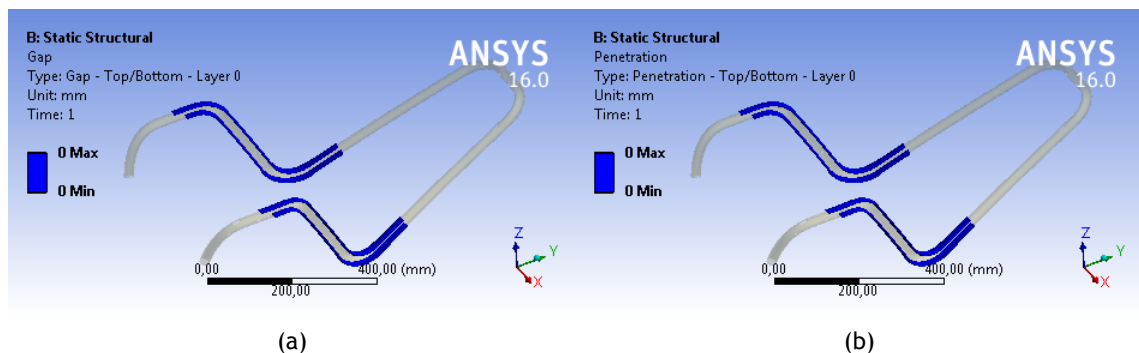


Figura 5.5: A Figura (a) representa o espaçamento entre cada malha e a Figura (b) representa a penetração das malhas. Estes resultados são exemplificativos de todas as análises realizadas.

5.2.2 Densidade da Malha

De uma forma geral, o aumento do número de elementos está associado ao aumento de precisão. Contudo, a utilização de uma malha muito densa tem um custo elevado de processamento (principalmente em análises não lineares), mas se esta não for fina o suficiente os resultados são imprecisos. Assim, é importante encontrar um equilíbrio entre ambos os parâmetros e identificar qual a malha menos densa que permite obter soluções precisas. Com esse intuito, foi realizado um estudo de densidade da malha. Esse estudo depende do sistema físico de cada

problema, mas existem várias técnicas que indicam quando se atinge um valor que permite obter resultados precisos. Pelo menos 2 dessas técnicas são enunciadas a seguir, sendo o Teste de Refinamento de Malha em ANSYS o método utilizado na estrutura do parapele elétrico [41].

1. Teste de Refinamento de Malha em ANSYS: Primeiramente, realiza-se uma análise com uma malha razoável e analisa-se os resultados obtidos. De seguida, reanalisa-se o mesmo problema mas utilizando, por exemplo, o dobro dos elementos. Por fim, compara-se as duas soluções. Se os resultados das duas soluções são próximos, significa que a configuração da malha inicial é adequada. No entanto, se existir uma diferença substancial entre ambas, a análise deve continuar com uma malha mais refinada e a subsequente comparação até se atingir a convergência.
2. *Submodelo*: Caso o estudo de refinamento de malha produzir resultados praticamente idênticos para a maioria do modelo e apenas uma diferença substancial numa região, deve-se recorrer à ferramenta “submodelo” do ANSYS para um refinamento de malha localizado. Esta ferramenta permite uma análise mais precisa e rápida uma vez que centra o estudo apenas numa região da peça. Se essa zona da peça corresponde a uma porção do modelo que não tem interesse para a análise, este processo de estudo de refinamento de malha torna-se desnecessário.

A aplicação de cada uma destas técnicas só faz sentido se não houver possibilidade de comparar os resultados da análise numérica com os resultados analíticos ou experimentais. Em ambos os casos, bastaria refinar a malha nas regiões onde a discrepância é significativa até se obter valores semelhantes. Como no modelo de estudo esses tipos de dados não estavam disponíveis, procedeu-se ao refinamento da malha até se atingir valores precisos. Para a estrutura foi necessário realizar vários estudos de convergência de malha, visto que são utilizados fatores de carga diferentes, o que influenciam a densidade da malha para se atingir valores finitos. No entanto, *a priori* já era conhecido que as zonas mais carregadas estruturalmente como os furos de ligação da asa, do piloto e do motor iriam precisar de um nível de refinamento mais elevado. Em oposição, nas áreas de secção constante a densidade da malha poderia ser menor. As Figuras 5.6, 5.7 representam apenas alguns casos de estudo de convergência que foram realizados. Quando se obteve o valor de malha ideal para o fator de carga 1 (elementos com tamanho de 1mm), tentou-se aplicar o mesmo número de elementos para os fatores de carga de 3,5 e 5,25, mas verificou-se que as tensões não convergiam. Por isso, foi aplicada uma malha mais densa (com elementos de 0,8mm) para que os valores estabilizassem nesses dois casos. As Figuras 5.7a e 5.7b mostram que a malha utilizada para o fator de carga 5,25 possuía um elevado número de elementos, mas quando se aumentava esse número a percentagem de mudança dos resultados era sempre inferior a 5% [47]. Isto significa que a malha utilizada (elementos de 0,8mm) era bastante precisa, visto que a percentagem de mudança era muito baixa (inferior a 5%). Na maioria dos casos o refinamento de malha diminuía o valor final que foi obtido anteriormente.

Relativamente à qualidade da malha, foi utilizada a regra que indica que o tamanho mínimo de uma certa região não deve ser menor que 1/3 do tamanho do elemento utilizado (ver Secção:4.2.4). Como foi utilizada uma malha com elementos de 0,8mm, o valor mínimo admissível para uma dada região corresponde a 0,2(6)mm. No entanto, a aplicação de dois níveis de refinamento de malha nos furos onde existem tensões mais elevadas permitiu utilizar um arredondamento com um tamanho de 0,2mm. As Figuras 5.8a e 5.8b mostram exatamente a influência do tamanho do arredondamento na qualidade final da malha. No primeiro caso, como o tamanho

do arredondamento é ligeiramente menor ao valor mínimo admissível, os elementos apresentam distorções elevadas. No segundo caso, a influência do arredondamento é praticamente nula nos elementos adjacentes. O ideal seria não utilizar qualquer tipo de arredondamento, mas essa situação além de ser irreal causava o problema de singularidade¹.

Finalizando, a qualidade da malha depende diretamente da uniformidade dos elementos, assim quanto mais uniformes e regulares forem os elementos, melhor será a qualidade da malha e a representação matemática do modelo físico. Desta forma, é extremamente importante que nas zonas de tensões elevadas os elementos não apresentem distorções significativas para não aumentar o tempo de processamento. Na Figura 5.9, é possível visualizar a uniformidade da malha utilizada na estrutura do ParaFlyVOne. A malha do tubo é constituída por elementos de 0,8mm, enquanto que o material de reforço possui uma malha com elementos de 0,5mm. A qualidade final dos elementos apresenta uma média de 0,80, sendo 1 o valor máximo possível.

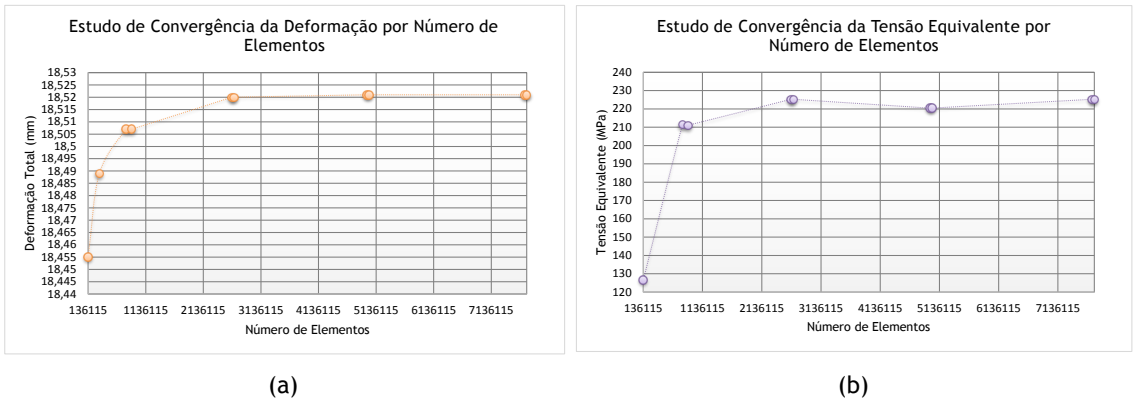


Figura 5.6: A Figura (a) e a Figura (b) representam um estudo de convergência realizado para várias densidades de malha com um fator de carga de 1, motor desligado e o piloto de 100daN (sem reforço).

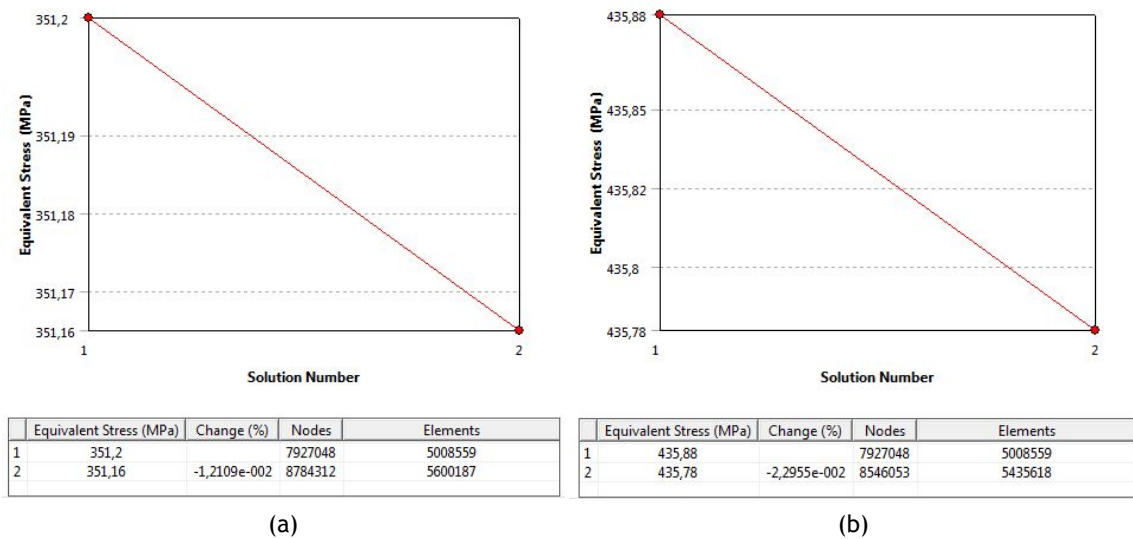


Figura 5.7: As Figuras representam uma percentagem de mudança inferior a 5% para uma malha com elementos de 0,8mm, onde (a) fator de carga 5,25, motor desligado e piloto de 100daN e (b) fator de carga 5,25, motor em funcionamento e piloto de 100daN (sem reforço).

¹O problema de singularidade é explicado na Secção:5.2.3

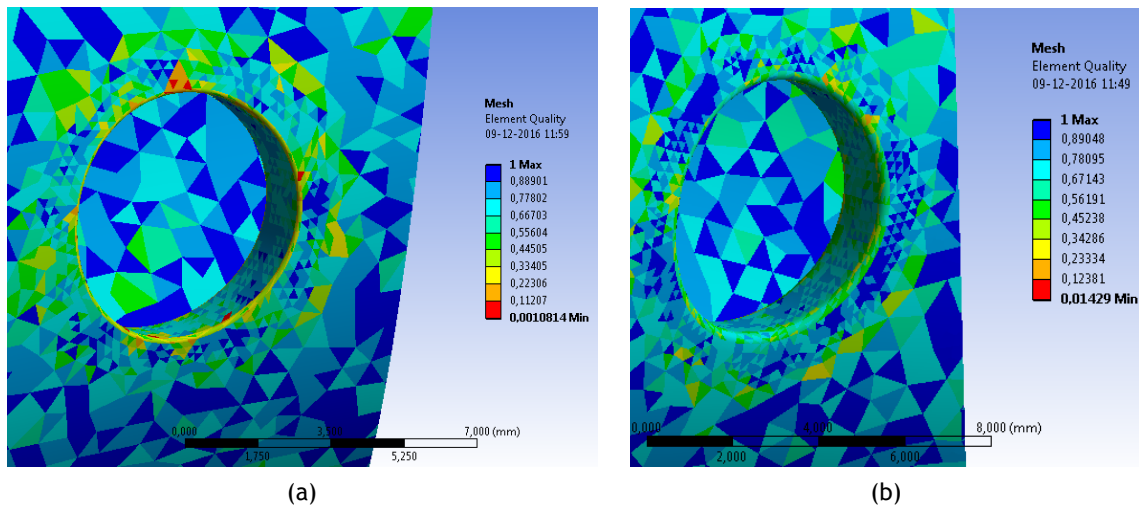


Figura 5.8: A Figura (a) representa o arredondamento de 0,1mm no furo de ligação da asa enquanto a Figura (b) representa o arredondamento de 0,2mm no furo de ligação da asa.

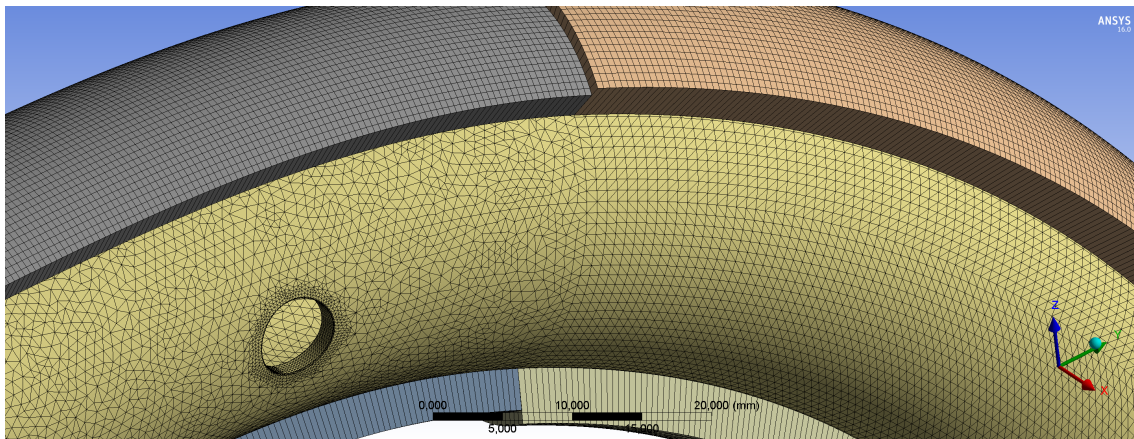


Figura 5.9: Representação de uma região da estrutura onde é visível o tipo de malha e elementos utilizados para as camadas de fibra de vidro-epóxi e para o tubo de alumínio.

5.2.3 Aplicação das Condições de Fronteira

A maioria dos sistemas atuais de análise de elementos finitos permitem definir condições de fronteira que imitam de forma quase perfeita o ambiente operacional. Contudo, a escolha das condições de fronteira depende da interpretação pessoal, o que pode levar à implementação de condições incorretas ou incompletas para definir o problema real. Da mesma forma, as condições de contorno também dependem dos objetivos da análise, do tempo de processamento e dos recursos computacionais disponíveis. Por isso, muitos autores definem esta etapa como a mais complicada uma vez que está totalmente sobre controlo do utilizador e condiciona a precisão dos resultados [40].

A estrutura do parapente motorizado representa o caso de uma estrutura livre, visto que não possui nenhum ponto de referência na terra ou uma área fixa. Por exemplo, normalmente num estudo académico a forma mais simples de representar a asa de uma aeronave é considerando a raiz da asa encastrada, para simular a ligação que existe entre asa e a fuselagem. No entanto,

este tipo de raciocínio não se aplica num dispositivo móvel. Neste caso, a peça está em equilíbrio devido à disposição adequada de cada um dos componentes na estrutura, sendo os furos de ligação da asa responsáveis por anular todos os efeitos das restantes forças provocadas pelas baterias, piloto e grupo motopropulsor. Além da colocação dos pesos (Tabela 5.1), também foram aplicadas duas restrições de deslocamento de translação e rotação nos furos correspondentes à ligação da asa, para permitir ou limitar movimentos estruturais de acordo com a atuação do dispositivo no ambiente real. As restrições de deslocamento permitem que a estrutura do Para-FlyVOne rode em torno do eixo x , de acordo com o sistema de coordenadas da Figura 5.10, onde essas condições de fronteira surgem com os nomes de *cylindrical support* e *displacement asa*. Relativamente às cargas de inércia, foi aplicada a força gravítica (Figura 5.10, *Standard Earth Gravity*) e a sua correspondente para cada fator de carga (3,5 e 5,25), contudo estas poderiam ser ignoradas porque são mais pequenas comparadas com as restantes cargas aplicadas. Por fim, é importante referir que todas as condições (cargas e restrições de deslocamento) foram introduzidas considerando uma análise estática e, portanto, cada parâmetro mantém-se constante.

Tabela 5.1: Principais cargas introduzidas nas condições de fronteira do ANSYS.

Motor desligado	Motor em funcionamento	Fatores de Carga		
		1	3,5	5,25
	Peso da Bateria	100N	350N	525N
	Peso do Piloto (posição +43mm)	1000N	3500N	5250N
	Peso do Piloto (posição +70mm)	700N	2450N	3675N
	Peso do Grupo Motopropulsor	70N	245N	367,5N
	Momento do Grupo Motopropulsor	8960Nmm	31360Nmm	47040Nmm
	Tração do Motor	550N		
	Binário do Motor	50000Nmm		

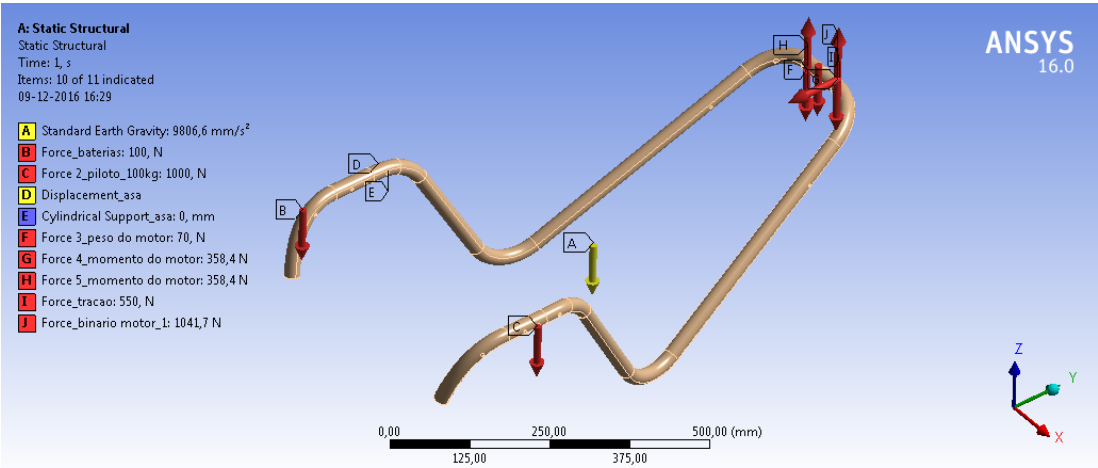


Figura 5.10: Esquema representativo das forças e restrições ao deslocamento aplicadas na estrutura para o caso do fator de carga 1 com o motor em funcionamento e piloto de 100daN.

Relativamente à implementação das condições de fronteira, por vezes são aplicados carregamentos pontuais ou cargas concentradas num modelo de elementos finitos, contudo estas condições representam na prática carregamentos irrealistas. Quaisquer dois corpos em contacto irão interagir sobre uma área finita, mas em FEA as cargas pontuais ou restrições pontuais representam apenas isso, fenómenos pontuais. Assim, uma carga aplicada é interpretada como uma

força finita sobre uma área infinitamente pequena. No método dos elementos finitos um ponto ou um nó não tem área, logo se coincidir a aplicação de uma força num nó a tensão nesse local (força/área) é para todos os efeitos infinita. Este tipo de fenómeno é normalmente designado por singularidade. Existem programas que detetam este erro e eliminam-no automaticamente, mas o *ANSYS* não possui essa capacidade e uma das formas de ultrapassar esse erro é através da correção de geometria ou da malha. Este problema é bastante comum e foi detetado na análise da estrutura do parapente motorizado, visto que devido à natureza infinita da singularidade, o valor da tensão não convergia para um valor finito numa determinada área. Isto deve-se ao facto de que em cada iteração a malha era continuamente refinada e o valor de tensão local aumentava em cada simulação, uma vez que a área detetada pelo programa diminuía. A situação foi resolvida pela permanência de um arredondamento nos furos de ligação da asa e do motor onde as tensões não convergiam.

Capítulo 6

Resultados Numéricos e Discussão

A última etapa do processo de uma análise de elementos finitos é o pós-processamento, ou seja, o tratamento do conjunto de dados obtidos. Segundo os objetivos desta análise estrutural, pretende-se verificar a resistência da estrutura e realizar a otimização do *design* satisfazendo determinados critérios. Convém salientar que todo o processo de análise envolve várias etapas de tentativa e erro a fim de garantir que a forma, as dimensões e os materiais escolhidos para os diferentes elementos estruturais estão em conformidade com os requisitos de segurança. Apesar do FEM ser uma ferramenta indispensável para a análise e verificação de estruturas, este é um método aproximado. Como tal, está associado a um determinado erro numérico tornando-se fundamental analisar criticamente os resultados obtidos.

A análise estrutural foi realizada para 3 fatores de carga diferentes: 1, 3,5 e 5,25 onde cada fator de carga considerou 2 estados do motor (motor desligado e motor em funcionamento com a tração máxima 550N) e dois pilotos distintos (100daN e 70daN). Desta forma, foram realizadas 12 análises estruturais diferentes para o tubo de alumínio. A aplicação do material de reforço, levou à repetição dos casos mais críticos das análises anteriores para verificação do cumprimento da circular 34864ULM. Neste Capítulo, só são apresentados os casos mais relevantes para os dois pilotos em estudo e os restantes casos estão anexados (Apêndice B).

Quando se pretende realizar várias análises estruturais, a velocidade de obtenção dos resultados pode fazer a diferença dependendo do prazo estipulado. No caso da estrutura do parapente, a velocidade de obtenção da solução para o primeiro fator de carga era relativamente rápida (inferior a 1 dia), mas para os dois fatores de carga mais críticos a etapa de processamento era mais demorada levando cerca de 3 dias. No entanto, em todas as análises efetuadas obteve-se uma percentagem de mudança inferior a 5%, o que significa que a peça estava com uma malha que permitia obter valores muito precisos. Além disso, em cada análise retirou-se um gráfico como da Figura 5.7, onde o programa realizava duas vezes a mesma análise, mas com número superior de elementos de forma a verificar se existia uma mudança significativa de valores entre cada malha. A utilização da segunda malha mais densa para retirar novamente os resultados aumentava extremamente o tempo de processamento.

Existem vários métodos para diminuir o tempo de processamento, tais como: (a) desativar os grandes deslocamentos, (b) ignorar alguns fatores de não linearidade, (c) utilizar elementos finitos hexaédricos, (d) realizar a análise apenas para uma porção da peça e (e) limpar todas as irregularidades da geometria, entre outras. Uma das técnicas utilizadas na análise da estrutura do ParaFlyVOne quando esta ainda não tinha os furos para a passagem interna de cabos foi a utilização da simetria. A função de simetria do ANSYS permite obter os resultados para metade de uma peça, mas esta funcionalidade só é válida se tanto a geometria como os carregamentos forem simétricos. Assim, aplicou-se este parâmetro para o caso em que o motor estava desligado, obtendo-se os resultados em poucas horas para todos os fatores de carga. Isto só foi possível porque a peça e a malha consideradas tornaram-se metade do modelo inicial (i.e., um

modelo estrutural mais simples) e como sendo uma análise não linear, permitiu uma diminuição superior a 50% do tempo de processamento. Contudo, após a introdução dos novos furos a utilização da função de simetria deixou de fazer sentido, o que agravou o tempo de obtenção dos resultados.

No estudo da estrutura do parapente ParaFlyVOne o tempo não foi um fator preponderante, pelo que se realizou várias análises de convergência e se testou vários métodos para perceber a fiabilidade/precisão de cada método e a sua influência nos resultados finais. Porém, caso fosse necessário obter todos os valores num prazo de uma semana, em vez da realização da convergência criava-se um submodelo e nas zonas de interesse procedia-se a um refinamento de malha. Após o refinamento da malha, retirava-se um valor de tensão correspondente à média de todos os valores adjacentes. O resultado seria na mesma preciso só que corresponderia a efeitos muito localizados, enquanto com o método aqui aplicado retirou-se o comportamento global da geometria.

6.1 Deformação Total para a Estrutura sem Reforço

A deformação total (em inglês, *total deformation*) pode ser definida como a junção das várias deformações direcionais, sendo dada pela Equação (6.1), [37]. As 3 componentes U_x , U_y e U_z podem ser obtidas individualmente, no entanto nesta dissertação a deformação globalizada da estrutura foi o único critério retirado da análise estrutural para todos os casos testados.

$$U = \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2} \quad (6.1)$$

A Figura 6.1 representa as cargas resultantes, do peso/momento e binário do grupo motopropulsor que atuam na parte traseira da estrutura considerando os dois pilotos. A intensidade de cada força resultante aplicada tanto na parte superior e inferior dos furos, origina a deformação total que a estrutura apresenta em cada caso. Como os fatores de carga de 3,5 e 5,25 (3,5 considerando um fator de segurança mínimo de 1,5, i.e, $3,5 \times 1,5 = 5,25$) são os casos mais críticos apenas estes estão representados nas figuras seguintes.

Relativamente aos fatores de cargas 3,5 e 5,25 com o motor desligado, as forças resultantes aplicadas na parte mais traseira da peça com sentido contrário ao eixo do z possuem uma intensidade superior às forças resultantes aplicadas na parte mais dianteira com sentido positivo de z . Assim, a estrutura irá deslocar-se no sentido das forças com maior intensidade (em sentido contrário ao eixo do z) como está representado nas Figuras 6.2a, 6.2c, 6.3a e 6.3c, onde o modelo sem carregamento está representado a cinzento. Por outro lado, para os mesmos fatores de carga só que com o motor em funcionamento a adição do binário torna mais difícil a percepção de deslocamento da estrutura. O seu deslocamento já não será linear ao longo da secção traseira e o sentido de movimento do binário permite a rotação da peça e um deslocamento superior nas regiões representadas a vermelho, Figuras 6.2b, 6.2d, 6.3b e 6.3d.

Relativamente aos resultados obtidos para o piloto de 100daN e 70daN verifica-se que os valores são muito próximos. Em ambos os casos, a deformação máxima para o fator de carga 5,25 com e sem o motor em funcionamento é muito alta. Para o caso do fator de carga 5,25 com o motor desligado, Figuras 6.2c e 6.3c, a deformação atinge cerca de 11% do comprimento total o que para uma peça com apenas 925mm é um valor demasiado elevado. No entanto, a aplicação de fibra de vidro-epóxi irá diminuir o valor da deformação máxima e assim tornar fiável o modelo.

Convém salientar que para a maioria das análises os resultados do piloto de 70daN apresentam um valor ligeiramente menor (exceto para o fator de carga 1), devido ao seu peso também ser menor. Porém, como está mais distanciado dos furos de ligação da asa comparativamente ao piloto de 100daN é natural que os resultados de ambos os pilotos sejam próximos. No caso do piloto de 70daN e fator de carga 1 (Apêndice B), as tensões equivalentes são superiores ao piloto de 100daN para a mesma situação, visto que existe sempre uma pequena variação dos valores mesmo após a convergência ser obtida, o que pode resultar em dados ligeiramente inferiores ou superiores, como foi exemplificado na Figura 5.6b.

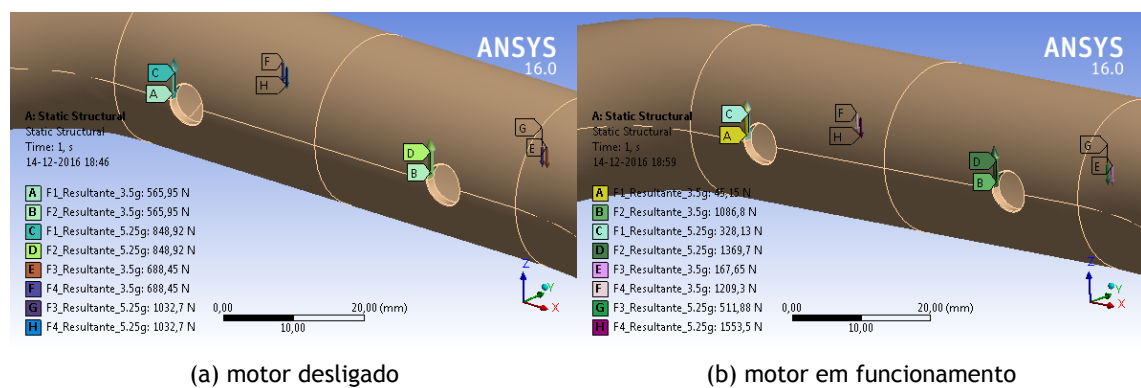


Figura 6.1: Forças resultantes que atuam em cada parte dos furos para os fatores de carga 3,5 e 5,25.

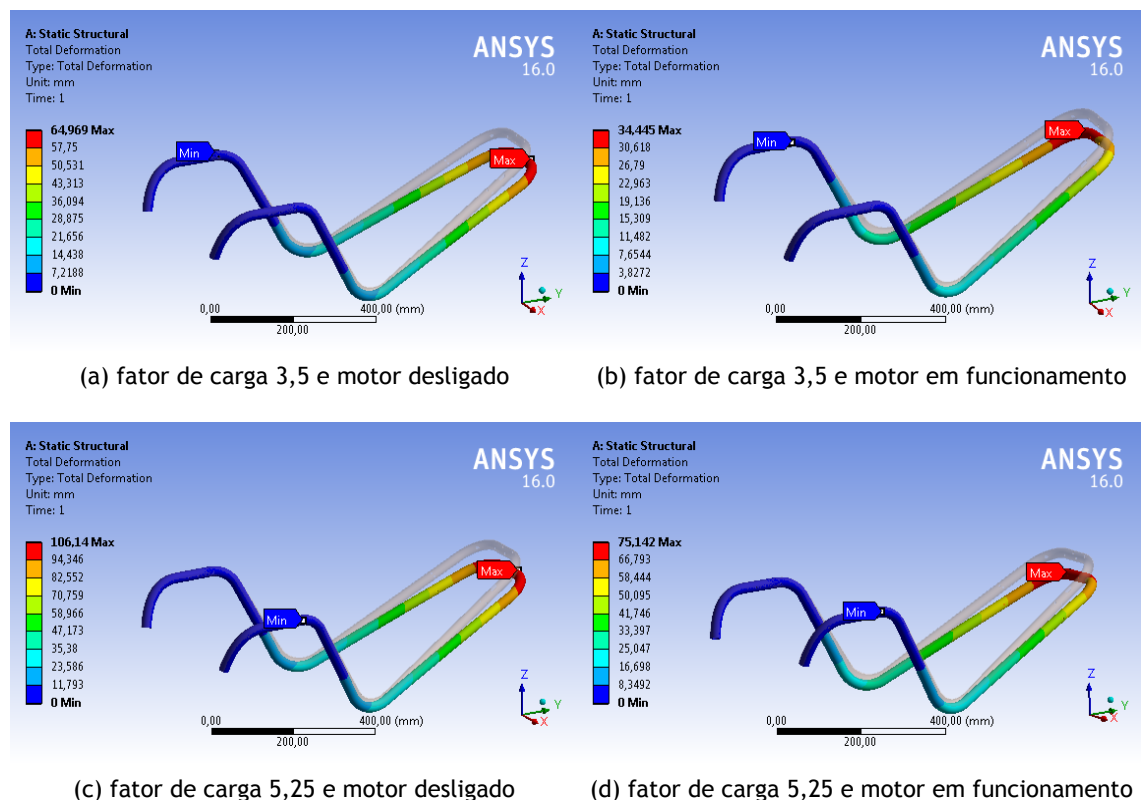


Figura 6.2: Deformação total para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 100daN (sem reforço).

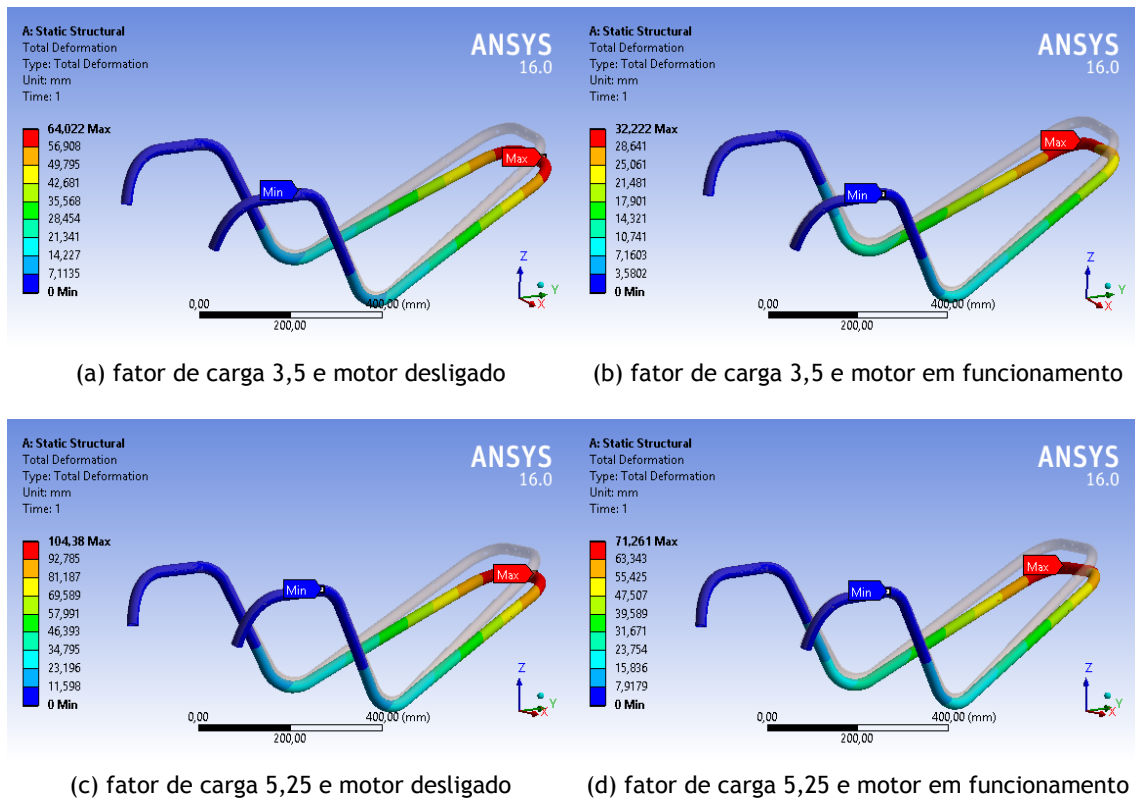


Figura 6.3: Deformação total para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 70daN (sem reforço).

6.2 Deformação Total para a Estrutura com Reforço

Após a aplicação das camadas de fibra de vidro-epóxi, foram retirados novamente os resultados para os casos mais críticos, ou seja, para o fator de carga 5,25 com o motor desligado/funcionamento e piloto de 100daN. Como era de esperar a utilização de um material de reforço diminuiu consideravelmente os valores de deformação total da peça, $44,19mm < 106,14mm$ e $31,35mm < 75,14mm$ (Figuras 6.4a e 6.4b). A deformação máxima da peça com reforço fica próximo dos 5% do comprimento total, o que representa uma diminuição superior a 50% da deformação total máxima da estrutura sem reforço. Desta forma, a aplicação do segundo material valida a estrutura a nível de deformação.

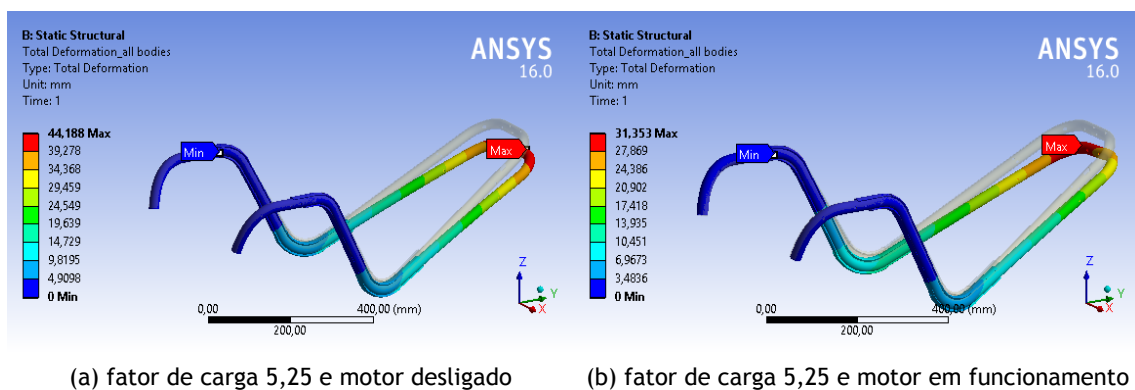


Figura 6.4: Deformação total para o fator de carga 5,25 e piloto de 100daN (com reforço).

6.3 Tensão Equivalente e Fator de Segurança para a Estrutura sem Reforço

As ferramentas de simulação de tensão do ANSYS para carregamentos estáticos de materiais dúcteis possibilita a aplicação de vários métodos. Cada ferramenta de tensão calcula o fator de segurança e a margem de segurança. Para a avaliação da tensão de materiais dúcteis, como uma liga de alumínio, recorre-se normalmente ao método da tensão equivalente ou tensão de Von Mises [47]. A tensão de Von Mises obtida é sempre definida como positiva independentemente de representar um estado de tração ou compressão.

O primeiro passo na interpretação de resultados de tensões máximas é rever os objetivos estabelecidos no início do estudo e verificar quais os parâmetros que devem ser cumpridos. Segundo a circular 34864ULM, a peça não pode apresentar deformações plásticas para um fator de carga de 3,5 e da mesma forma a peça não pode fraturar até um fator de carga de 5,25. Considerando que a liga de alumínio utilizada possui uma tensão de cedência de 220MPa e uma tensão de rutura de 300MPa, torna-se claro que os requisitos não são cumpridos para os dois fatores de carga mais críticos e para os dois pilotos, Figuras 6.5 e 6.6. Para o fator de carga 3,5, piloto de 100daN com e sem o motor em funcionamento os valores das tensões equivalentes máximas são superiores à tensão de cedência do material, ou seja, $269,21MPa > 220MPa$ e $275,34MPa > 220MPa$, Figuras 6.5a e 6.5b. O mesmo acontece para o piloto de 70daN com e sem o motor em funcionamento, onde os valores das tensões equivalentes máximas são superiores à tensão de cedência do material, $263,85MPa > 220MPa$ e $268,84MPa > 220MPa$, Figuras 6.6a e 6.6b. Relativamente ao fator de carga de 5,25 (para ambos os pilotos), a tensão equivalente máxima do material é superior à tensão de rutura do alumínio. Por exemplo, considerando o piloto de 100daN com o motor desligado verifica-se que $351,16MPa > 300MPa$, Figura 6.5c. Contudo, é importante verificar que estes valores máximos são muito concentrados, nos furos de ligação da asa, e os valores seguintes apresentam uma diminuição por vezes significativa da tensão máxima. Assim, deve-se ter em atenção que a tensão representada pode ser superior à real, uma vez que a distorção de algum elemento (ou elementos) pode levar a valores mais elevados numa pequena região da peça. De qualquer das formas, a estrutura unicamente com a utilização do tubo de alumínio não é válida e a situação pode tornar-se mais grave, com o aumento do número de ciclos de aplicação de carga. Portanto, os furos de ligação da asa são efetivamente as regiões mais problemáticas e devem ser reforçadas com a introdução de outro material na zona dos furos, por exemplo um casquilho.

Como nenhum dos requisitos são cumpridos é natural que o fator de segurança seja inferior a 1. Assim, para o fator de carga 3,5, piloto de 100daN e com o motor desligado, o fator de segurança mínimo é de $FS = (220/269,21) = 0,82$, Figura 6.5e. Enquanto que para o piloto de 70daN na mesma situação, o fator de segurança é igual a $FS = (220/263,85) = 0,83$, Figura 6.6e. O mesmo raciocínio se aplica para o fator de carga 5,25 só que o elemento do numerador é a tensão de rutura do alumínio (300MPa). Por exemplo, considerando o caso do fator de carga 5,25, piloto de 100daN e com o motor em funcionamento, tem-se que o fator de segurança mínimo é de $FS = (300/435,78) = 0,69$, Figura 6.5h. Concluindo, os resultados obtidos mostram claramente que para a liga de alumínio utilizada a circular 34864ULM não é cumprida, o que torna imprescindível a aplicação de material de reforço.

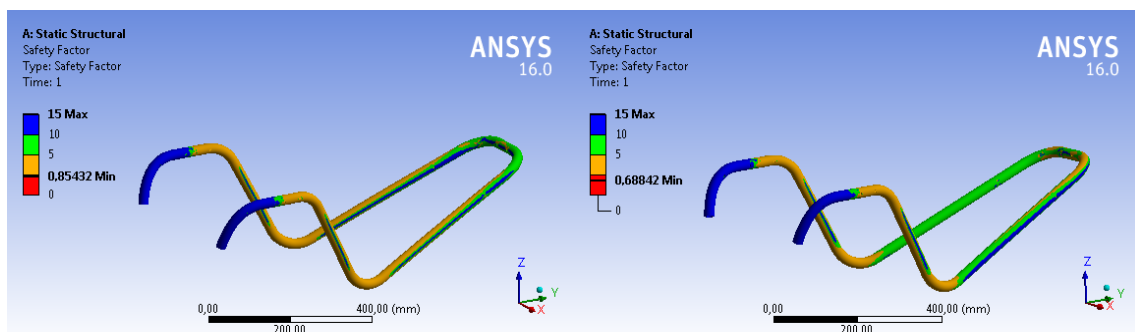
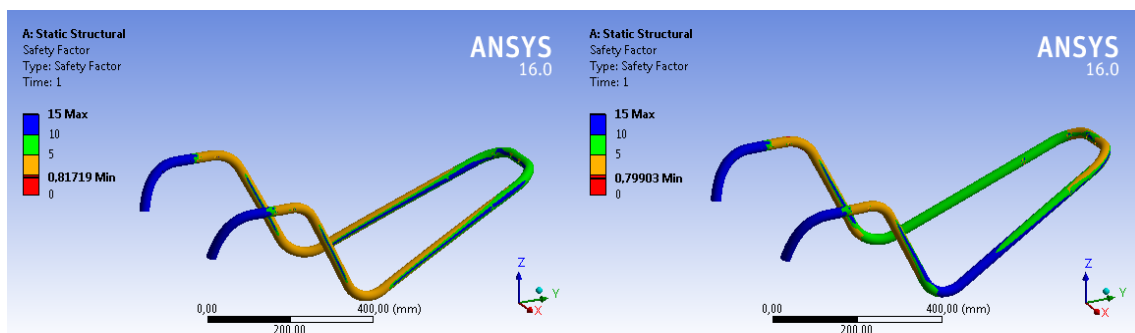
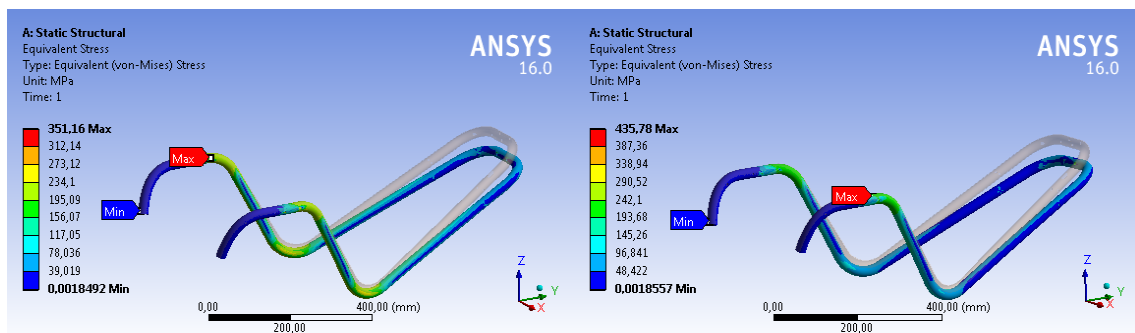
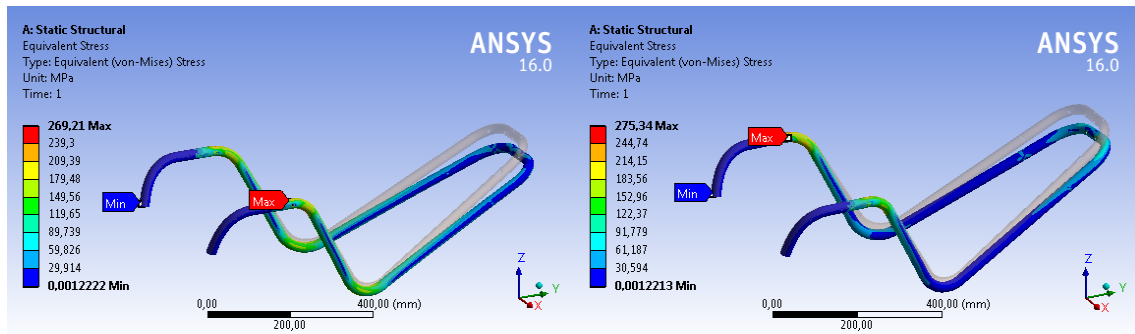


Figura 6.5: Tensão equivalente e fator de segurança para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 100daN (sem reforço).

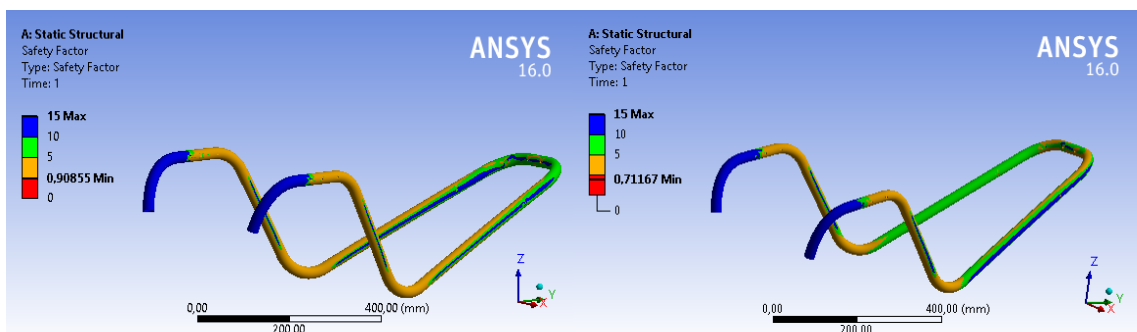
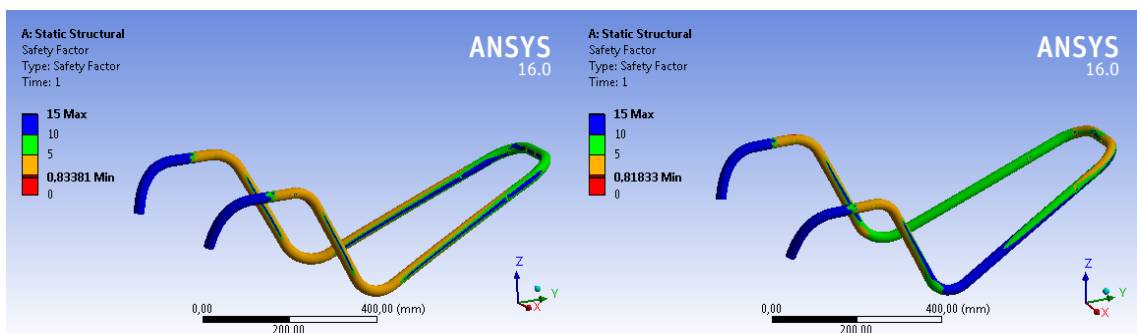
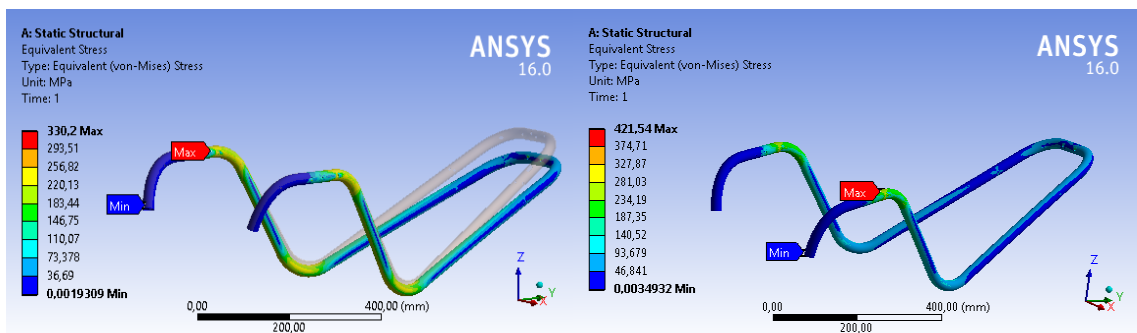
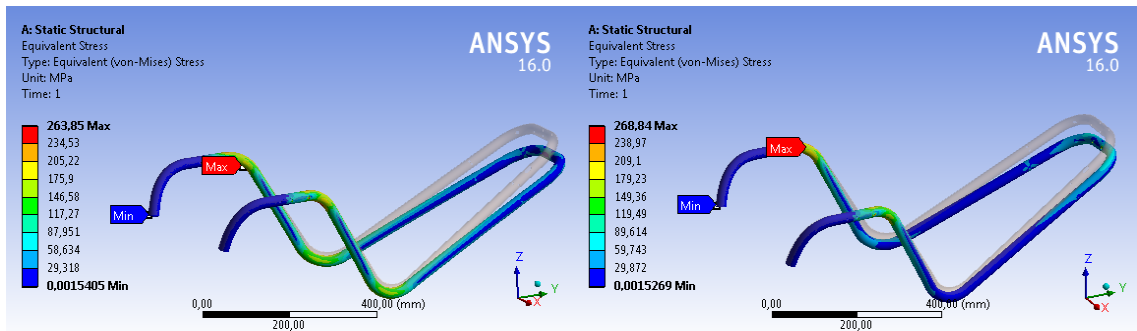


Figura 6.6: Tensão equivalente e o fator de segurança para os fatores de carga 3,5, 5,25 e piloto de 70daN (sem reforço).

6.4 Tensão Equivalente e Critério de Falha para a Estrutura com Reforço

As análises foram realizadas mais uma vez para os casos mais críticos, ou seja, para o fator de carga 5,25, motor desligado/funcionamento e piloto de 100daN. Para a verificação do número de camadas mínimas de fibra de vidro-epóxi foram utilizados os seguintes critérios de falha: o Critério de Falha Tsai-Wu (critério de falha principal) e o Critério de Falha Maximum Stress (critério de falha secundário). Relativamente aos dois critérios de falha aplicados é possível constatar que ambos validam o número de camadas, visto que os valores indicadores são inferiores a 1, Figuras 6.7 e 6.8. Para o caso do motor desligado (Figuras 6.7a, 6.7b) só é apresentado um lado da estrutura uma vez que as cargas aplicadas são simétricas e, portanto, ela reage de igual forma nas duas metades (ou seja, a distribuição de valores indicadores é igual para os dois lados da estrutura). Neste caso (fator de carga 5,25, motor desligado e piloto de 100daN) o valor máximo atingido é de 0,87 para o critério de falha Tsai-Wu e 0,81 para o critério de falha Maximum Stress. Ambos os valores máximos são inferiores a 1, o que validam o número de camadas e além disso podem corresponder a fenómenos pontuais que não se verificam em ambiente real. O mesmo acontece para o motor em funcionamento onde as Figuras 6.8a, 6.8b apresentam dois picos, mas a média indicadora é favorável e bastante menor que 1. Apesar do programa validar o número de camadas para ambos os casos (Figura:5.2), as camadas de fibra de vidro-epóxi aqui implementadas podem apresentar propriedades diferentes das do material que será aplicado na realidade, uma vez que as propriedades da biblioteca do ANSYS correspondem a materiais “perfeitos”. Devido a isso, é uma salvaguarda utilizar um número superior ao indicado e aumentar a área de abrangência do material para a estrutura verdadeira.

Como seria de esperar a aplicação do material de reforço (camadas de fibra de vidro-epóxi) além de diminuir a deformação total também diminuiu o valor das tensões. É possível verificar que para o caso do fator de carga 5,25, motor desligado e piloto de 100daN, a aplicação da fibra de vidro-epóxi permitiu o cumprimento da circular 34864ULM uma vez que $287,83MPa < 300MPa$, Figura:6.9a. No entanto, com o aumento do número de ciclos de aplicação de carga na estrutura, esta acabava por criar fendas nos furos de ligação da asa e mais tarde fraturar visto que o fator de segurança é muito reduzido. Relativamente ao fator de carga 5,25, motor em funcionamento e piloto de 100daN, a estrutura continua a não aguentar os esforços nos furos de ligação da asa à estrutura, contudo existe uma redução da magnitude da tensão máxima ($366,59MPa < 435,78MPa$), Figura 6.9b, 6.10. Convém referir que, mais uma vez, esta tensão máxima corresponde a uma região muito localizada (ver Figura 6.10), o pode ser resultado de um erro numérico e não se verificar em operação. Existem muitos fatores que podem afetar os resultados finais, como um comportamento incorreto por parte de um elemento ou conjunto de elementos. Mesmo assim, pela Figura 6.10, é possível observar que as tensões da área circundante ainda apresentam valores muito elevados, pelo que se torna fundamental a aplicação de um terceiro material nos furos de ligação da asa. Este novo material é crucial para evitar uma falha catastrófica da estrutura e levar ao cumprimento da circular 34864ULM.

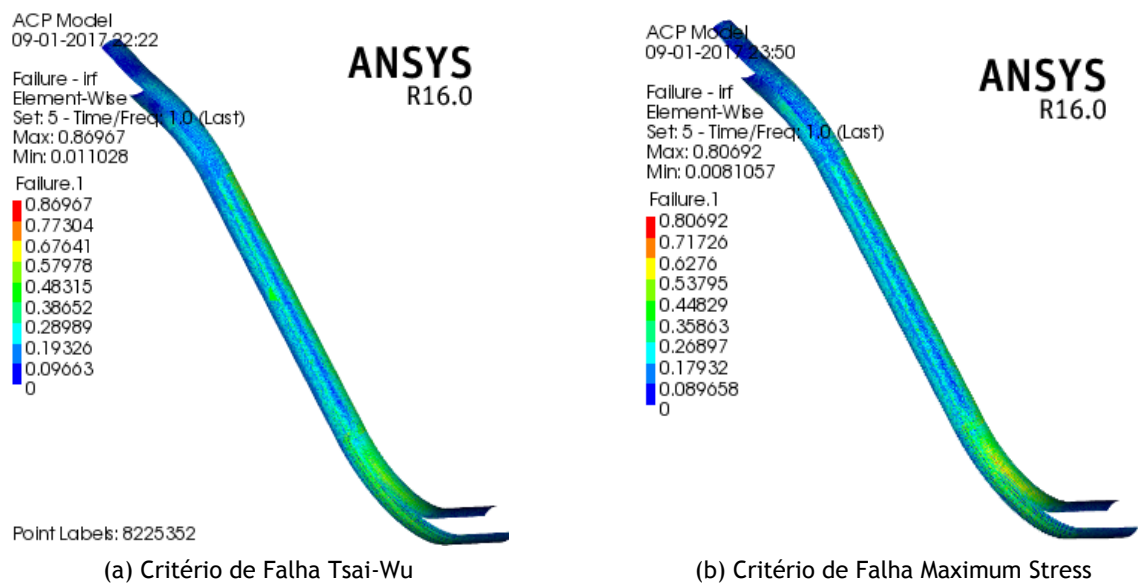


Figura 6.7: Verificação do material de reforço para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.

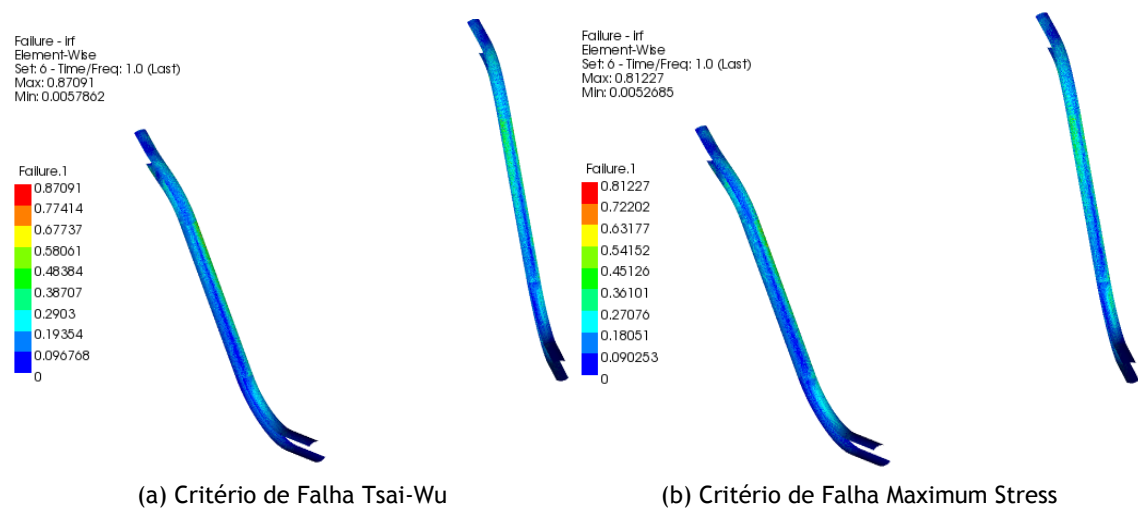


Figura 6.8: Verificação do material de reforço para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor em funcionamento.

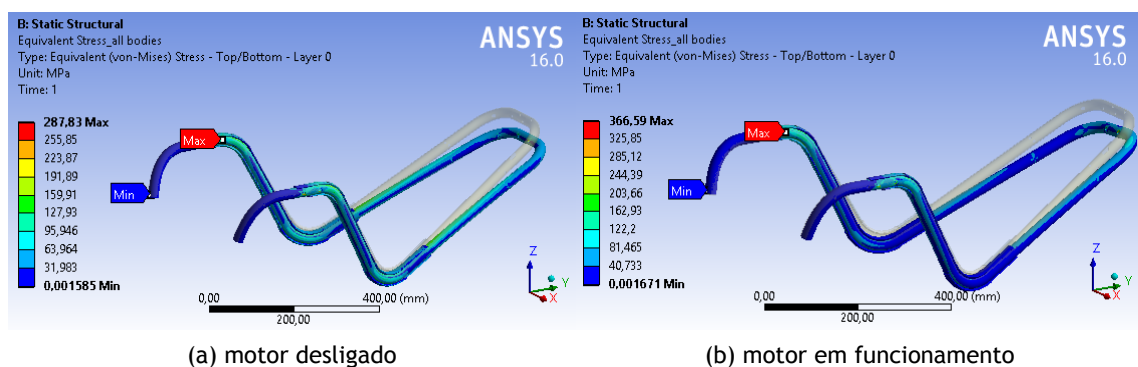


Figura 6.9: Tensão equivalente para o fator de carga 5,25 e piloto de 100daN (com reforço).

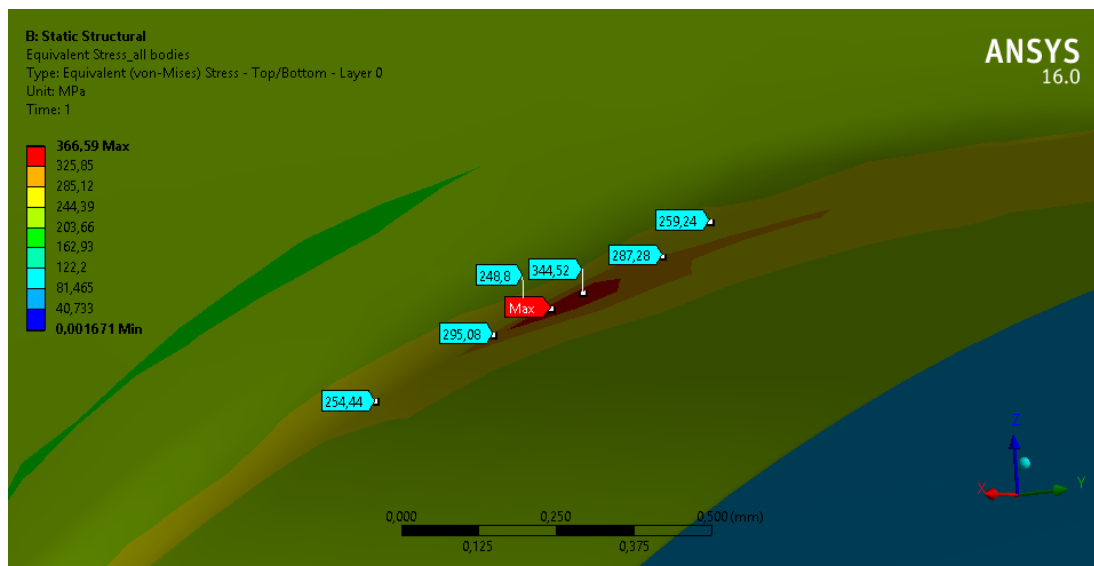


Figura 6.10: Representação da distribuição de tensões numa região do furo de ligação da asa para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor em funcionamento (com reforço).

6.5 Comparação entre o Primeiro e Segundo Modelo do ParaFlyVOne

Como já foi referido, entre o primeiro e o segundo modelo do ParaFlyVOne foram realizadas algumas modificações estruturais: utilização de um único tubo metálico, dimensões geométricas diferentes e a aplicação de novos materiais. Desta forma, os dados do teste experimental do primeiro protótipo não podem ser utilizados para validar os resultados da análise numérica do segundo modelo. Contudo, pode-se comparar o desempenho geral da primeira estrutura com o comportamento que se obteve na análise aqui realizada. Assim, efetuando uma comparação entre o teste experimental realizado na dissertação “Estrutura de um Novo Conceito de Parapente Motorizado” [3] e o modelo aqui analisado, conclui-se que a deformação total é bastante semelhante. O facto do comportamento global das estruturas ser semelhante, significa que as condições de fronteira utilizadas no modelo numérico estão corretas, apesar dos valores serem completamente diferentes uma vez que os materiais aplicados também são diferentes. No primeiro protótipo do ParaFlyVOne constatou-se que a estrutura apenas sofreu deformação plástica quando submetida a um fator de carga de 6, e que a rutura do material apenas ocorreu após a aplicação de um fator de carga de 9 [3]. Embora neste caso os valores de fator de carga correspondentes ao início da deformação plástica e de fratura sejam menores, estes apenas ocorrem em regiões específicas. Essas regiões são os furos de ligação da asa que apresentam tensões ainda muito elevadas, contudo a introdução de outro material (por exemplo, um casquilho) poderia eliminar esse problema.

Relativamente às regiões onde foi aplicado um maior número de camadas de fibra de vidro-epóxi (Figura 5.2), correspondem exatamente às regiões onde se verificou no primeiro protótipo uma maior deformação e início de fratura (ver Figura 6.11 áreas pertencentes aos círculos vermelhos). Mais uma vez existe uma concordância entre os resultados obtidos, o que é um bom indicador da veracidade da análise aqui realizada.

Por fim, estabelecendo uma comparação a nível de massa total, a estrutura do primeiro protó-

tipo tem uma massa de 1,2kg, considerando 0,975kg para os dois tubos metálicos, 0,09kg para a manga de *kevlar* a $+45^\circ$ e -45° em torno do tubo, 0,035kg para a fibra de carbono UD e 0,1kg para massa total de resina epóxi. Em relação à nova estrutura, esta apresenta uma massa de 0,96kg, onde 0,73kg corresponde ao tubo de alumínio e 0,23kg às camadas de fibra de vidro-epóxi. No entanto, apesar de não ter sido testado devido à complexidade de implementação numa análise de *ANSYS ACP*, a estrutura real poderá ter uma manga de *kevlar* a $+45^\circ$ e -45° em torno do tubo para aumentar a resistência, principalmente a nível de tensões de corte. As tensões de corte não foram analisadas nesta dissertação, como aconteceu com outros parâmetros, porém em algumas regiões da estrutura (nas zonas laterais da estrutura junto aos furos de ligação da asa) também surgem tensões de corte mais preocupantes. Com aplicação da manga de *kevlar* essas tensões de corte deixam de ser um problema, no entanto a massa da estrutura aumenta para 1,05kg. Para a obtenção da massa total da nova estrutura, fica a faltar as massas dos casquilhos que serão introduzidos nos furos de ligação da asa. Em suma, o novo modelo com um único tubo metálico e respeitando a circular 34864ULM, terá uma massa ligeiramente menor que o modelo anterior e um processo de fabrico mais fácil; contudo o preço de fabricação poderá ser mais elevado.

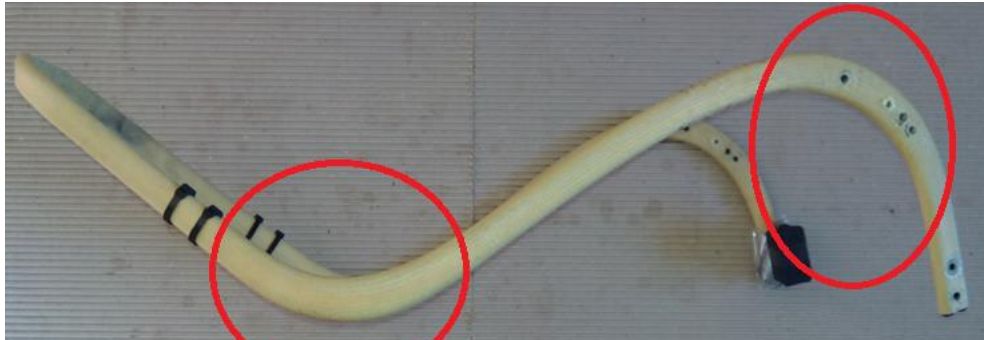


Figura 6.11: Representação da deformação ocorrida no primeiro protótipo do ParaFlyVOne após a aplicação de vários fatores de carga (retirado de [3]).

Capítulo 7

Conclusões

Em primeiro lugar e de acordo com os objetivos estipulados inicialmente, pode-se concluir que estes foram atingidos. Os principais objetivos desta dissertação eram o estudo/otimização da nova estrutura do parapente elétrico ParaFlyVOne e a obtenção do seu comportamento global para diferentes fatores de carga. Com esse intuito no início do estudo criou-se a nova estrutura, modelo em CAD desenhado em *CATIA V5*, pela alteração da geometria do primeiro protótipo e uma simplificação dos materiais utilizados. Pode-se dizer que a nível estrutural a principal modificação foi a utilização de um único tubo metálico, o que mais tarde se revelou preponderante na diminuição da resistência do ParaFlyVOne. No entanto, a realização de furos para a passagem interna de cabos não teve um efeito tão negativo na resistência como se pensava inicialmente, uma vez que as tensões que surgiram nessas regiões eram baixas.

A obtenção do desempenho global da estrutura para diferentes carregamentos impostos pela Circular 34864ULM de Classe 1 só foi conseguida com uma análise de elementos finitos. A primeira análise estrutural realizada em *ANSYS* para a estrutura tubular de alumínio, permitiu retirar várias conclusões que invalidavam este segundo protótipo do ParaFlyVOne. A nível de deformações ocorria um grande deslocamento/deformação na parte traseira da estrutura (aproximadamente 11% do valor do comprimento total da peça) e a nível de tensões atingiam-se valores superiores ao limite do material em zonas específicas (i.e., tensões superiores a 220MPa e 300MPa). Portanto, este modelo não era válido e para continuar o mesmo conceito de um único tubo metálico era necessário a aplicação de material de reforço nas regiões mais fragilizadas. A aplicação do material de reforço ou de fibra de vidro-epóxi permitiu uma diminuição significativa da deformação total (deformação de 5% do comprimento total da estrutura) e uma diminuição menos acentuada da tensão equivalente máxima. Consequentemente, a utilização das várias camadas de fibra de vidro-epóxi validou a estrutura em termos de deformações e tensões, embora as regiões de ligação da asa continuem a apresentar valores superiores à tensão limite do material e/ou da circular 34864ULM ($366,59MPa > 300MPa$). Contudo, esses valores podem corresponder a erros numéricos causados pela distorção de um elemento (ou conjunto de elementos) e não se verificarem na estrutura em ambiente real. De qualquer das formas, essas regiões apresentam tensões elevadas pelo que devem ser reforçadas, mas como são zonas localizadas não invalidam totalmente a utilização de um único tubo metálico. Assim, o recurso a uma liga de alumínio mais resistente ou com uma maior espessura, a aplicação de uma manga de *kevlar* a $+45^\circ$ e -45° em torno do tubo e a introdução de um terceiro material nos furos de ligação da asa (por exemplo, um casquilho) podem levar ao cumprimento da circular 34864ULM.

Por fim, a nível de massa total pode-se concluir que este segundo modelo do ParaFlyVOne apresenta uma massa inferior à do primeiro modelo ($0,96kg < 1,2kg$). No entanto, este modelo não cumpre a circular 34864ULM para toda a estrutura, uma vez que existe uma pequena região nos furos de ligação da asa com uma tensão superior à permitida. Assim, a aplicação dos casquilhos nesses furos bem como a manga de *kevlar* a $+45^\circ$ e -45° em torno do tubo irão permitir o cumprimento da circular 34864ULM, mas com um aumento da massa final da estrutura. De qualquer

das formas, é esperado ter uma estrutura mais leve e fácil de fabricar comparativamente com o primeiro protótipo. No entanto, a sua fabricação possivelmente será mais cara que o primeiro modelo.

7.1 Trabalho Futuro

O principal inconveniente da utilização de uma análise numérica é a dificuldade de perceber se a solução aproximada resultante da análise corresponde à solução real do problema. Esta dificuldade é intensificada quando os resultados analíticos ou experimentais não estão disponíveis, como é o caso desta dissertação. No entanto, foi possível corroborar alguns dados do comportamento global da estrutura com o teste experimental do primeiro protótipo do ParaFlyVOne. Porém, apenas se pôde relacionar o desempenho geral, uma vez que os materiais e o formato da peça são diferentes e assim os valores de deformações e tensões obtidos computacionalmente não podem ser validados por este teste. Concluindo, no estudo numérico aqui realizado a única forma de prever uma falha estrutural sem os dados experimentais, foi a verificação da base do método dos elementos finitos.

Pelo que foi anteriormente mencionado, podem-se distinguir duas fases principais de confirmação de resultados: a verificação e a validação. A verificação (realizada nesta dissertação) é o processo que determina se o modelo computacional e a sua solução representam com precisão o modelo estrutural que lhe está subjacente. Deste modo, na verificação existem duas partes fundamentais: (1) a verificação do código para confirmar se o modelo matemático está a funcionar corretamente (inexistência de erros e alertas) e (2) a verificação do cálculo para certificar se as soluções do modelo matemático são suficientemente precisas (densidade da malha, convergência de valores, etc). Por fim, o último processo e o que falta ser realizado é a validação. A validação pode ser descrita como a avaliação final da precisão do modelo computacional, pela comparação dos resultados numéricos com os dados experimentais da nova estrutura. Por outras palavras, só os dados experimentais da estrutura com os mesmos materiais e dimensões pode avaliar a capacidade de previsão do modelo implementado e verificar a sua fiabilidade.

Em termos de conclusão, a verificação realizada demonstrou que para o modelo computacional implementado os resultados são precisos, apenas falta testar com a validação se este é o modelo mais correto para o problema estrutural real, ou seja, se os resultados numéricos são compatíveis com os dados experimentais. Desta forma, um trabalho futuro que pode advir desta dissertação é o teste experimental do modelo numérico aqui analisado. Caso os resultados sejam semelhantes, o modelo numérico pode ser utilizado para antecipar e prever outros comportamentos futuros. Também seria interessante testar experimentalmente a estrutura com as alterações que aqui foram sugeridas (liga metálica mais resistente, utilização de uma manga de *kevlar* e um casquilho nos furos de ligação da asa) para verificar se cumpre os requisitos da circular 34864ULM.

Bibliografia

- [1] D. Pagen, *The Art of Paragliding*, 1st ed. Spring Mills, USA: Sport Aviation Publications, 2001. 1, 10, 11
- [2] Paramotoring and Powered Paragliding. American Paragliding. Accessed August, 2016. [Online]. Available: <http://americanparagliding.com/why.htm> 1
- [3] M. P. Jacob, “Estrutura de um Novo Conceito de Parapente Motorizado,” M. Eng. thesis, Univ. da Beira Interior, Covilhã, 2014. 2, 18, 19, 60, 61
- [4] E. Oñate, *Structural Analysis with the Finite Element Method*, 1st ed. Barcelona, Spain: Springer, 2009. 2, 27, 39
- [5] E. Madenci and I. Guven, *The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS*. USA: Springer, 2006. 3, 25, 28, 38, 45
- [6] F. Campbell, *Manufacturing Processes for Advanced Composites*, 1st ed. Oxford, UK: Elsevier, 2004. 5
- [7] F. Campbel, *Structural Composite Materials*, 1st ed. Ohio, USA: ASM International, 2010. 5
- [8] T. Sinmazçelik, E. Avcu, M. Özgür Bora, and O. Çoban, “A Review: Fibre Metal Laminates, Background, Bonding Types and Applied Test Methods,” *Materials and Design*, vol. 32, no. 7, p. 3671-3685, 2011. 5
- [9] A. Vlot, *Glare: History of the Development of a New Aircraft Material*. Dordrecht, The Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 2004. 5
- [10] Fokker Aerostructures. Fokker. Accessed October, 2016. [Online]. Available: http://www.fokker.com/sites/default/files/media/Files/Brochures/Fokker_Glare.pdf 6, 7, 9
- [11] R. Alderliesten and J. Homan, “Fatigue and Damage Tolerance Issues of Glare in Aircraft Structures,” *International Journal of Fatigue*, vol. 28, no. 10, p. 1116-1123, 2006. 6
- [12] G. S. Bikakis and A. Savaidis, “FEM Simulation of Simply Supported GLARE Plates Under Lateral Indentation Loading and Unloading,” *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, vol. 83, pp. 2-10, 2016. 7
- [13] G. Wu and J. Yang, “The Mechanical Behavior of GLARE Laminates for Aircraft Structures,” *JOM: the journal of the Minerals, Metals & Materials Society*, vol. 57, no. 1, pp. 72-79, 2005. 7, 8
- [14] C. Rans, “Bolted Joints in Glass Reinforced Aluminium (Glare) and Other Hybrid Fibre Metal Laminates (FML),” in *Composite Joints and Connections: Principles, Modelling and Testing*. Woodhead Publishing, 2011, pp. 35-76. 8, 9
- [15] S. Tian and Z. Zhou, “New Criteria for Simulating Failure Under Multiple Impacts of the Same Total Energy on Glass Fiber Reinforced Aluminum Alloy Laminates,” *Materials and Design*, vol. 102, p. 142-150, 2016. 8

- [16] V. Shestov, V. Antipov, O. Senatorova, and V. Sidel'nikov, "Structural Laminate Aluminum-Glass-Fiber Materials 1441-Sial," *Metal Science and Heat Treatment*, vol. 55, no. 9, pp. 483-485, 2014. 9
- [17] X. Li, X. Zhang, H. Zhang, J. Yang, A. B. Nia, and G. B. Chai, "Mechanical Behaviors of Ti/CFRP/Ti Laminates with Different Surface Treatments of Titanium Sheets," *Composite Structures*, vol. 163, pp. 21-31, 2017. 9
- [18] J. Bienias, P. Jakubczak, and K. Dadej, "Low-Velocity Impact Resistance of Aluminium Glass Laminates-Experimental and Numerical Investigation," *Composite Structures*, vol. 152, p. 339-348, 2016. 9
- [19] Q. Chen, Z. Guan, Z. Li, Z. Ji, and Y. Zhuo, "Experimental Investigation on Impact Performances of GLARE Laminates," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 28, no. 6, p. 1784-1792, 2015. 9
- [20] N. Whittall, *Paragliding: The Complete Guide*. Hong Kong, China: The Lyons Press, 1995. 10
- [21] Hang Glider Sailcloth Information. Wills Wing. Accessed August, 2016. [Online]. Available: <https://www.willswing.com/hang-gliders/hang-glider-sailcloth-information/> 10
- [22] Paragliding Lines. Skywings Magazine. Accessed September, 2016. [Online]. Available: <http://www.bhpa.co.uk/sport/bhpa/skywings/> 10, 11
- [23] System HPCD. U-turn. Accessed September, 2016. [Online]. Available: <http://www.u-turn.pl/img/systemy/hpcd5.jpg> 11
- [24] Parachute. Qureshi University. Accessed September, 2016. [Online]. Available: <http://qureshiuniversity.com/parachute3.jpg> 11
- [25] H. Dittmar, "Reinforced Plastic Composite Ideal for Paraglider Harness," *Reinforced Plastics*, vol. 59, no. 5, p. 210-211, 2015. 12
- [26] Advanced Thermoplastic Composites: Tepex. Lanxess. Accessed October, 2016. [Online]. Available: http://lanxess.com/uploads/tx_lxsmatrix/Tepex_Folder_9.5..pdf 12
- [27] Woody Valley X-Alps GTO Paragliding Harness. Cross Country: International Free Flying Magazine. Accessed October, 2016. [Online]. Available: <http://www.xcmag.com/2011/10/woody-valley-x-alps-gto-paragliding-harness/> 12
- [28] Electric Paragliding. E-Glider. Accessed October, 2016. [Online]. Available: <http://www.e-glider.com/> 13
- [29] Razeebuss Radicall Electrically Powered Pod Harness. Cross Country: International Free Flying Magazine. Accessed October, 2016. [Online]. Available: <http://www.xcmag.com/?s=razeebuss&submit.x=0&submit.y=0&submit=Go> 13, 14
- [30] M. Kutz, *Handbook of Materials Selection*. New York, USA: John Wiley & Sons, Inc., 2002. 14
- [31] P. R. Roberge, *Handbook of Corrosion Engineering*. USA: McGraw-Hill, 2000. 19
- [32] *Owner's Manual for the Brushless DC Motor HPD10 (HighPowerDirect 10)*, Geiger Engineering, 2008. 20, 21

- [33] FLYTEC E-DRIVE: Electric Powered Propulsion Unit. Fly Manilla. Accessed November, 2016. [Online]. Available: <http://www.flymanilla.com/Equipment/FLYTECEDRIVE/tabid/345/Default.aspx> 20
- [34] *Operating Instructions for the Propellers*, Geiger Engineering, 2008. 21
- [35] *Owner's Manual for the Drive Management System (DMS)*, Geiger Engineering, 2009. 22
- [36] D. V. Hutton, *Fundamentals of Finite Element Analysis*. USA: McGraw-Hill, 2004. 25, 30
- [37] *Fundamental FEA Concepts and Applications*, ANSYS, Inc., 2010. 25, 26, 34, 35, 44, 52
- [38] P. V. Gamboa, "Introdução ao Método dos Elementos Finitos," presented in *Mecânica Estrutural*, Univ. da Beira Interior, Covilhã, 2014. 25, 35
- [39] E. Wang, T. Nelson, and R. Rauch, "Back to Elements-Tetrahedra vs. Hexahedra," in *Proceedings of the International Ansys Conference*, 2004. 27, 28
- [40] V. Adams and A. Askenazi, *Building Better Products with Finite Element Analysis*. Zeedijk, The Netherlands: OnWord Press, 1999. 27, 29, 30, 31, 44, 48
- [41] T. Nelson and E. Wang, "Reliable FE-Modeling with ANSYS," in *Proceedings of the International Ansys Conference*, 2004. 29, 37, 38, 46
- [42] A. International, Ed., *Atlas of Stress-Strain Curves*, 2nd ed. USA: ASM International, 2002. 31, 33
- [43] MatWeb: Online Materials Information Resource. MatWeb. Accessed April, 2016. [Online]. Available: <http://www.matweb.com/search/PropertySearch.aspx> 31, 44
- [44] R. Tilley, *Understanding Solids: The Science of Materials*. West Sussex, UK: John Wiley & Sons, Inc., 2004. 32
- [45] M. F. Ashby and D. R. Jones, *Engineering Materials I: An Introduction to Properties, Applications and Design*, 3rd ed. Great Britain: Elsevier, 2005. 32
- [46] T. Stolarski, Y. Nakasone, and S. Yoshimoto, *Engineering Analysis with Ansys Software*, 1st ed. Cornwall, UK: Elsevier, 2006. 33, 34
- [47] K. L. Lawrence, *ANSYS Workbench tutorial: ANSYS Release 10*. Texas, USA: Schroff Development Corporation (SDC) Publications, 2006. 35, 46, 55
- [48] S. W. Tsai and E. M. Wu, "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," *Journal of Composite Materials*, vol. 5, pp. 58-80, 1971. 36
- [49] N. H. Kim, *Introduction to Nonlinear Finite Element Analysis*. New York, USA: Springer, 2015. 37
- [50] C. Shah, "Mesh Discretization Error and Criteria for Accuracy of Finite Element Solutions," in *Proceedings of the International Ansys Conference*, 2002. 38, 39
- [51] *Contact Analysis Tips, ANSYS Release: 11.0*, ANSYS, Inc., 2009. 45

Apêndice A

Propriedades dos Materiais Aplicados











Properties of Outline Row 3: Aluminum 5086-H12 bilinear				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	
2	 Density	2,66	g cm ⁻³	<input type="checkbox"/>
3	 Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			<input type="checkbox"/>
4	 Coefficient of Thermal Expansion	2,38E-05	C ⁻¹	<input type="checkbox"/>
5	 Reference Temperature	22	C	<input type="checkbox"/>
6	 Isotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>
7	Derive from	Young's M...		
8	Young's Modulus	7,1E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
9	Poisson's Ratio	0,33		<input type="checkbox"/>
10	Bulk Modulus	6,9608E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
11	Shear Modulus	2,6692E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
12	 Field Variables			
13	Temperature	Yes		
14	Shear Angle	No		
15	Degradation Factor	No		
16	 Bilinear Isotropic Hardening			<input type="checkbox"/>
17	Yield Strength	220	MPa	<input type="checkbox"/>
18	Tangent Modulus	6,683E+08	Pa	<input type="checkbox"/>
19	 Tensile Yield Strength	220	MPa	<input type="checkbox"/>
20	 Compressive Yield Strength	220	MPa	<input type="checkbox"/>
21	 Tensile Ultimate Strength	300	MPa	<input type="checkbox"/>

Figura A.1: Principais propriedades da liga de alumínio 5085-H12 utilizada na estrutura tubular do ParaFlyVOne.

Apêndice B

Resultados Numéricos

B.1 Fator de Carga 1 e Piloto de 100daN

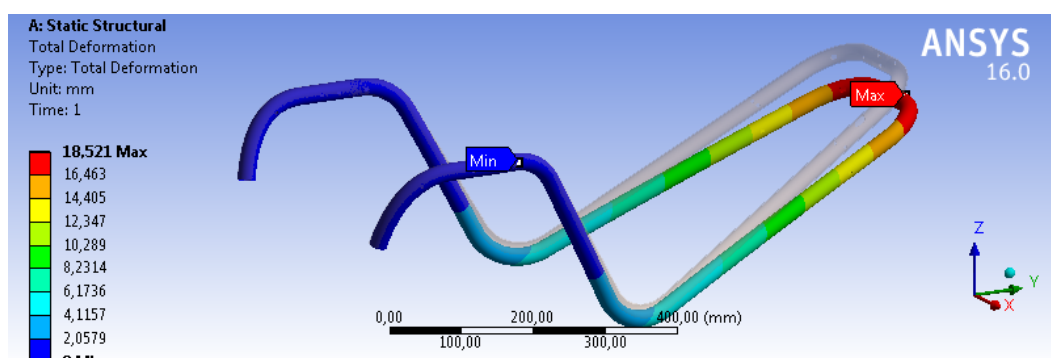


Figura B.1: Deformação total para o piloto de 100daN e motor desligado (sem reforço).

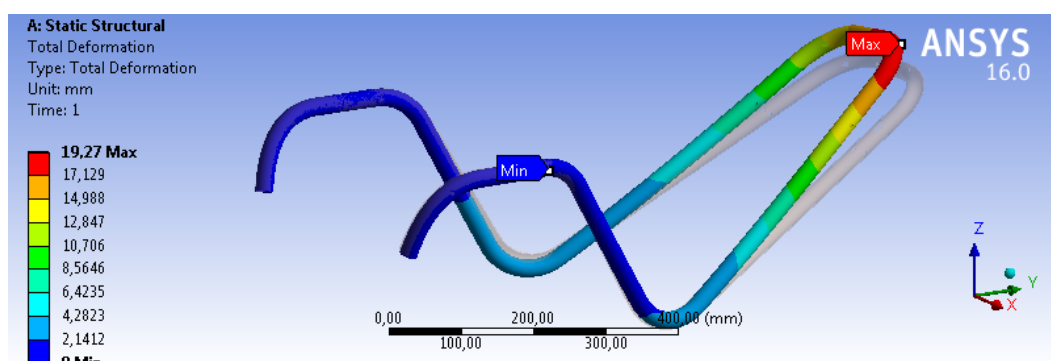


Figura B.2: Deformação total para o piloto de 100daN e motor em funcionamento (sem reforço).

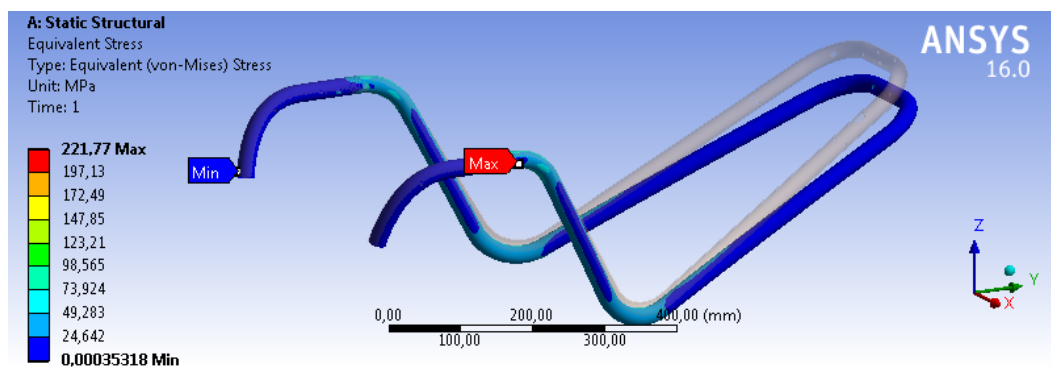


Figura B.3: Tensão equivalente para o piloto de 100daN e motor desligado (sem reforço).

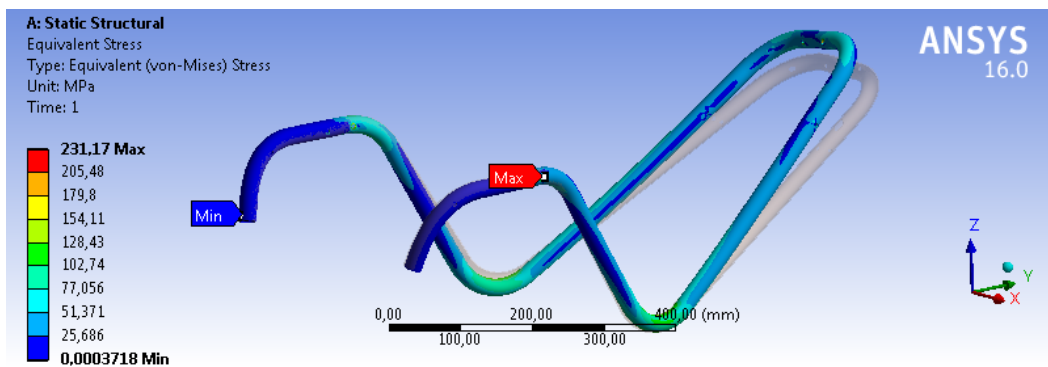


Figura B.4: Tensão equivalente para o piloto de 100daN e motor em funcionamento (sem reforço).

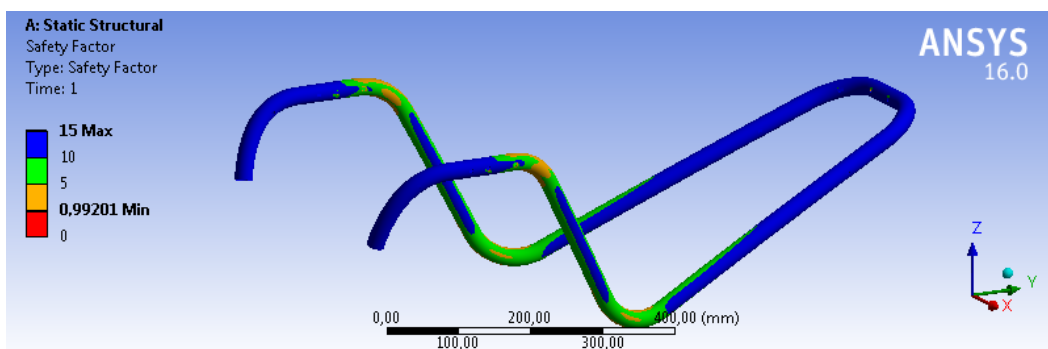


Figura B.5: Fator de segurança para o piloto de 100daN e motor desligado (sem reforço).

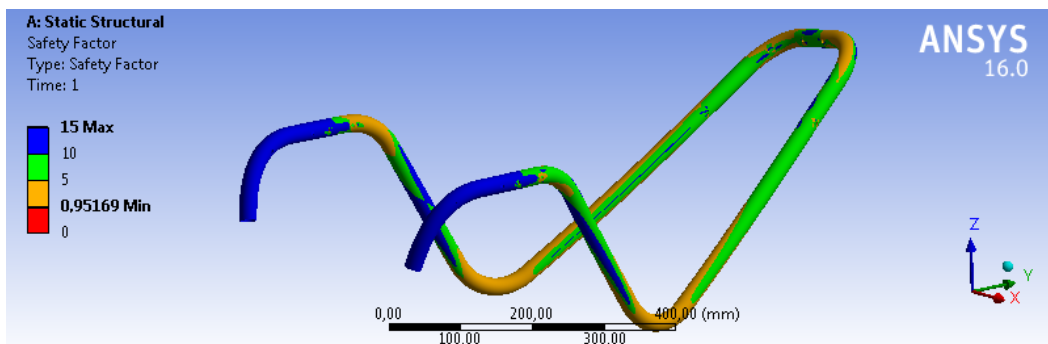


Figura B.6: Fator de segurança para o piloto de 100daN e motor em funcionamento (sem reforço).

B.2 Fator de Carga 1 e Piloto de 70daN

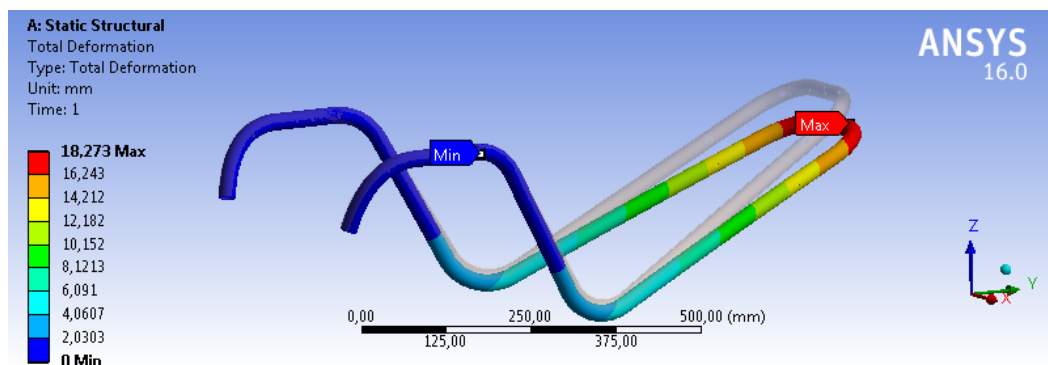


Figura B.7: Deformação total para o piloto de 70daN e motor desligado (sem reforço).

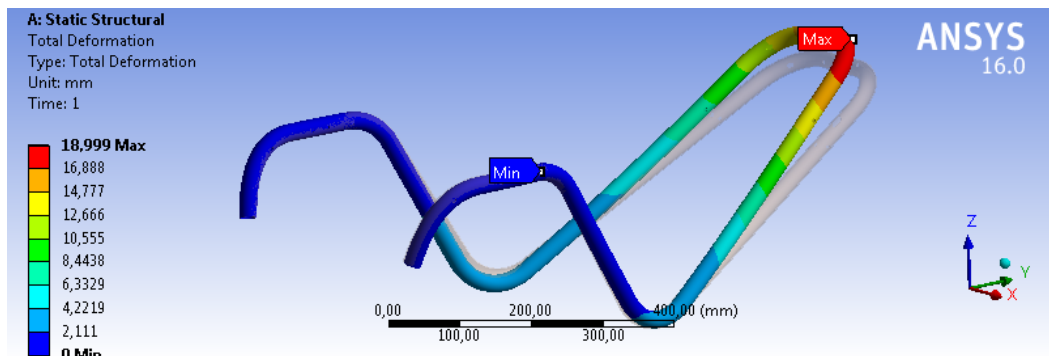


Figura B.8: Deformação total para o piloto de 70daN e motor em funcionamento (sem reforço).

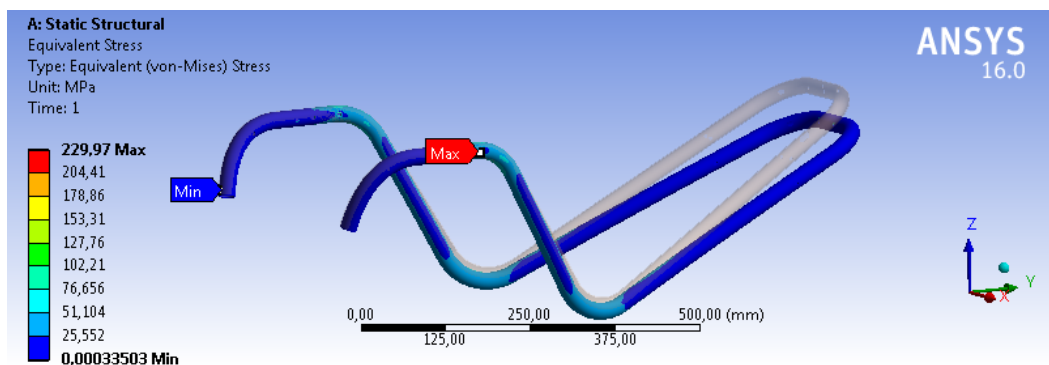


Figura B.9: Tensão equivalente para o piloto de 70daN e motor desligado (sem reforço).

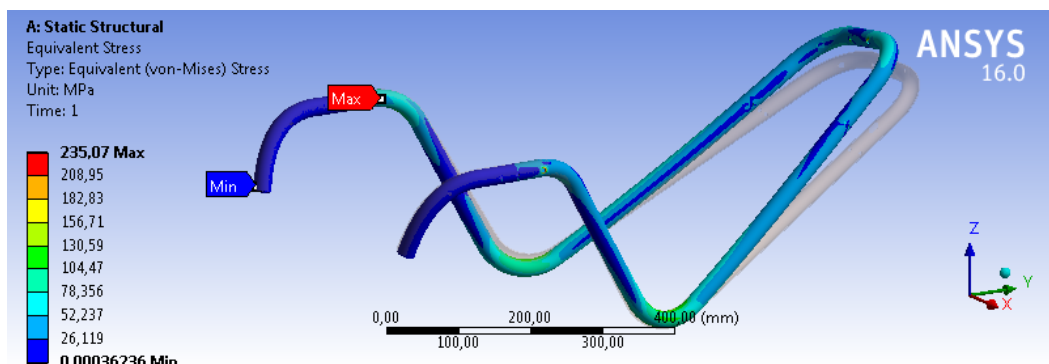


Figura B.10: Tensão equivalente para o piloto de 70daN e motor em funcionamento (sem reforço).

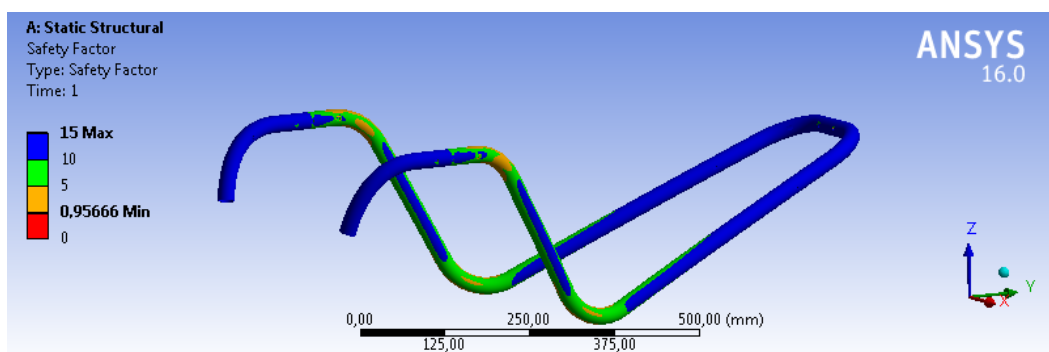


Figura B.11: Fator de segurança para o piloto de 70daN e motor desligado (sem reforço).

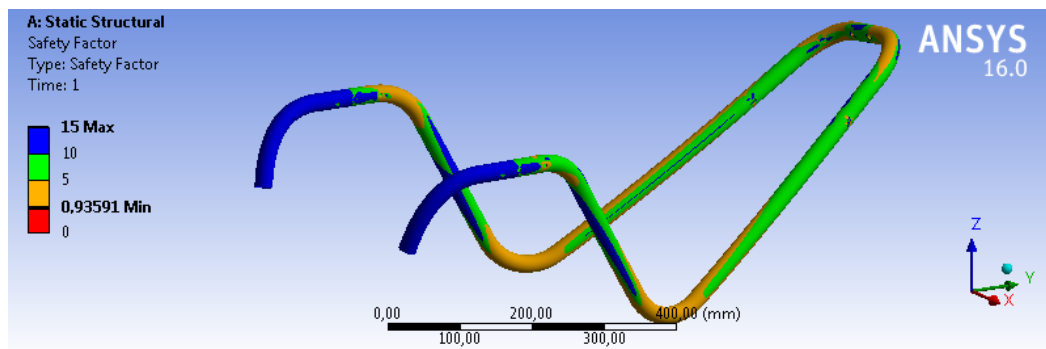


Figura B.12: Fator de segurança para o piloto de 70daN e motor em funcionamento (sem reforço).

Apêndice C

Dimensões da Estrutura do ParaFlyVOne

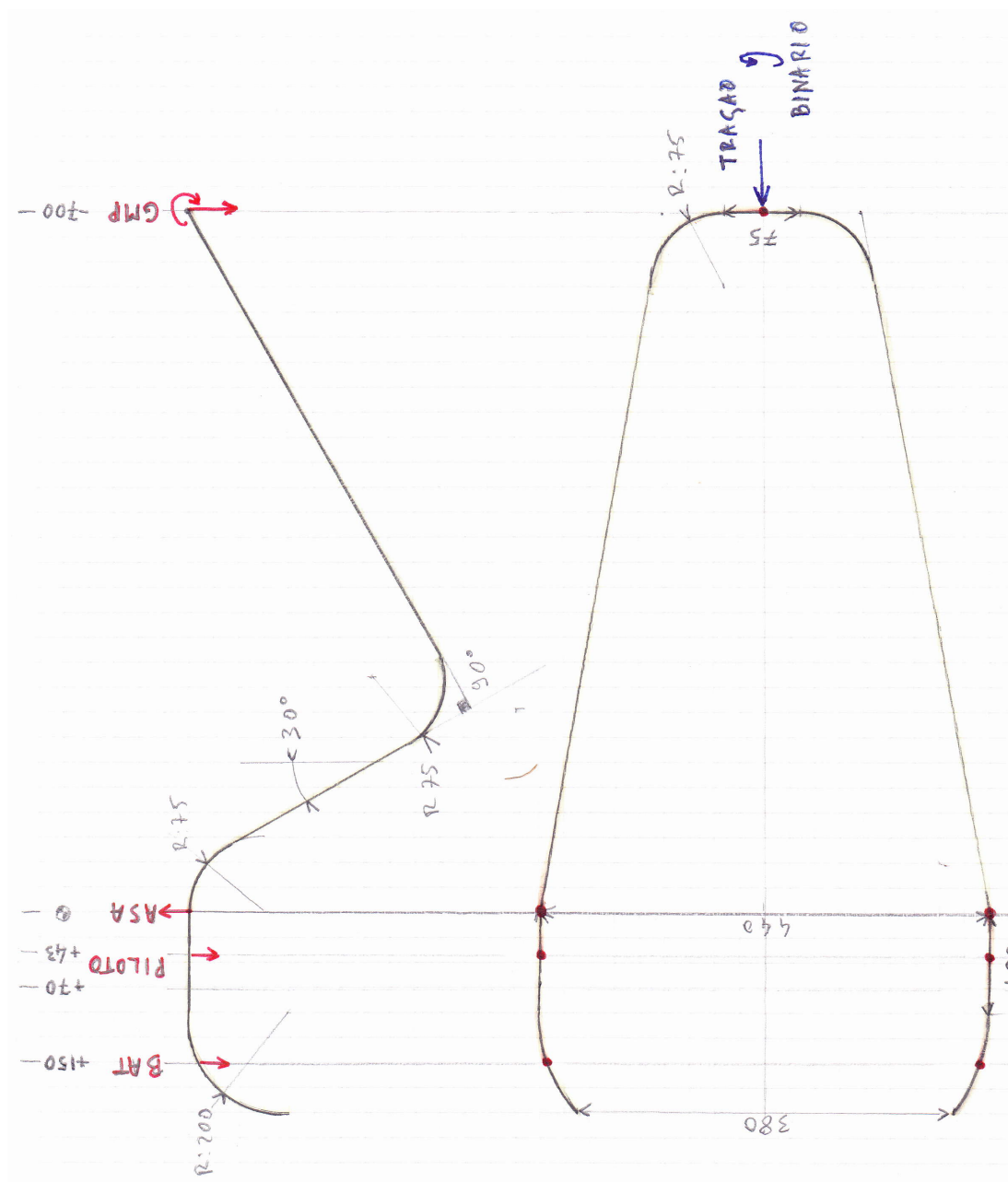


Figura C.1: Esboço da Estrutura do ParaFlyVOne (disponibilizado por David Chaumet).

Apêndice D

Artigo: Estudo e Otimização Numérica de Estrutura para Parapente Elétrico

Estudo e Otimização Numérica de Estrutura para Parapente Elétrico

Alexandrina Oliveira
(alexandrina.f.oliveira@gmail.com)

Resumo

Este artigo teve como objetivo principal estudar a fiabilidade da estrutura do parapente elétrico ParaFlyVOne, através da obtenção do seu desempenho com a aplicação de diferentes carregamentos. Com esse intuito, foram realizadas várias análises numéricas em *ANSYS Workbench/ACP* e foram comparados os resultados com os requisitos da Circular 34864ULM classe 1 (segundo a Circular 34864ULM classe 1, a estrutura não pode sofrer deformações plásticas até ao fator de carga de 3,5 e não pode fraturar até um fator de carga de 5,25). Após as análises, concluiu-se que o modelo não cumpre os requisitos estruturais para uma região específica da peça, mais especificamente nos furos de ligação da asa à estrutura. Assim sendo, para validar o modelo deve-se colocar um material de reforço nessa região (por exemplo, um casquilho) e com o objetivo de aumentar o fator de segurança seria indicado utilizar uma liga de alumínio mais resistente e uma manga de *kevlar* a $+45^\circ$ e -45° em torno do tubo (para o aumento da resistência a nível de tensões de corte). Desta forma, para um trabalho futuro deve-se testar experimentalmente o modelo estrutural implementado em *ANSYS*, para validar a análise realizada bem como testar os novos materiais de reforço e verificar se a circular 34864ULM é respeitada.

Palavras-chave: Parapente Elétrico, ParaFlyVOne, Estrutura de Suporte, Circular 34864ULM Classe 1, Análise de Elementos Finitos, Tensão, Deformação

I. Introdução

O parapente é uma atividade desportiva que tem evoluído consideravelmente nos últimos anos. A par dessa evolução surgiu o parapente elétrico ParaFlyVOne (este nome é um nome fictício e é utilizado devido à necessidade de confidencialidade de alguma informação aqui presente). O formato da estrutura do ParaFlyVOne e a disposição dos seus componentes conferem múltiplas vantagens comparativamente aos parapentes elétricos usuais. O primeiro protótipo do ParaFlyVOne foi testado e validado em termos de resistência pela circular 34864ULM classe 1, no entanto a sua estrutura apresentava alguns problemas, tais como: (1) as dimensões adotadas conferiam ao piloto pouca mobilidade em voo (dependendo da altura do piloto), (2) a estrutura era constituída pela ligação de dois tubos metálicos o que tornava o processo de fabrico bastante complicado e (3) apesar da sua inegável resistência estrutural a peça de suporte demonstrou que estava sobredimensionada. Portanto, devido a estes três aspetos principais, a estrutura de suporte presente neste artigo possui diferentes dimensões, uma aplicação de materiais consoante o carregamento e uma simplificação do processo de fabrico. Assim sendo, os principais objetivos deste artigo são o estudo da nova estrutura do parapente elétrico ParaFlyVOne, a sua implementação computacional e a compreensão do comportamento global da estrutura quando esta é sujeita a diferentes fatores de carga.

Para otimizar a estrutura inicial, eliminando as regiões sobredimensionadas, foi necessário um estudo computacional da peça pela aplicação de um método numérico: método dos elementos finitos. Uma análise de elementos finitos exige a utilização de um programa adequado e neste caso utilizou-se o *ANSYS*, mais especificamente nas vertentes *ANSYS Workbench* e *ANSYS Composite Prep-Post*. O *ANSYS* possui a capacidade de simular problemas de várias áreas de engenharia, contudo este artigo centrou-se na análise estrutural estática, ou seja, na análise de deformações elásticas/plásticas, tensões e forças resultantes num corpo sólido onde as cargas aplicadas e as condições de apoio não se alteram com o tempo [1]. Como a obtenção de dados exatos era fundamental para verificar uma falha estrutural utilizou-se uma análise estrutural estática parcialmente não linear. Relativamente à interface de desenho a escolha foi o programa *CATIA V5*.

II. Estado da Arte

Materiais Avançados

Os materiais compósitos têm sido objeto de estudo e evolução durante as últimas décadas, permitindo reduções significativas de massa em projetos estruturais. De acordo com Campbell [2], um material compósito pode ser definido como a combinação de dois ou mais materiais que quando conjugados apresentam melhores propriedades. Um desses materiais garante a ligação sendo designado por matriz, enquanto que o outro material é responsável pela resistência e denomina-se por reforço. Apesar do desempenho de um material compósito poder variar muito consoante orientação/composição das fibras e das propriedades mecânicas da matriz, estes são caracterizados por possuírem múltiplas vantagens comparativamente aos materiais metálicos. Especialmente quando se refere à sua excelente resistência específica, excelente comportamento à fadiga e resistência à corrosão. No entanto, os materiais compósitos possuem uma resistência ao impacto limitada, que foi ultrapassada pela introdução de metais formando um material compósito híbrido [3]. Os materiais compósitos híbridos (ou laminados de metal-fibra, FML's) são constituídos por camadas finas de metal alternadas por camadas de pré-impregnado reforçado com fibra. Estes materiais associam uma baixa densidade a excelentes características ao impacto, tolerância ao dano, boa resistência à corrosão e à capacidade de impedir/diminuir o crescimento de fissuras [4]. O tipo de fibra utilizada origina vários laminados, tais como: fibra de aramida origina o *Aramid Reinforced ALuminium Laminate* (ARALL), fibra de carbono o *CARbon Reinforced ALuminium Laminates* (CARALL) e a fibra de vidro origina o *GLass REinforced* (GLARE). O laminado de GLARE possui dois dos materiais que também foram utilizados na estrutura do ParaFlyVOne, ou seja, o alumínio e a fibra de vidro. Devido à sua composição, o GLARE apresenta ótimas propriedades, tais como uma baixa densidade (10% menor que a densidade do alumínio), excelente resistência à fadiga, excelente resistência ao impacto, alta resistência ao fogo, boas propriedades de corrosão/isolamento e facilidade de fabricação/reparação [5]. Estas propriedades transformam o GLARE dos laminados mais utilizados para a construção de estruturas aeroespaciais. Por exemplo, uma das suas principais aplicações foi na fuselagem e no bordo de ataque dos estabilizadores verticais e horizontais do Airbus A380 [6].

Materiais utilizados em Parapentes

Tal como acontece em diversas estruturas aeronáuticas, o parapente também utiliza a junção de dois ou mais materiais de classes diferentes para criar um componente com um melhor desempenho. No caso particular do parapente, os materiais aplicados devem conter estas 3 propriedades principais: baixa densidade, boa resistência (por exemplo: boa resistência aos esforços, à abrasão e aos raios ultravioleta) e uma grande durabilidade. O parapente ou parapente motorizado é constituído fundamentalmente por um arnês e uma asa. O arnês é geralmente feito de *nylon*, enquanto a asa/vela do parapente pode ser feita de *nylon rip-stop*, *dacron* (fibras de poliéster) e *mylar* (filme de poliéster), entre outros materiais que tornam a asa mais resistente e diminui a sua porosidade [7]. Relativamente às linhas utilizadas num parapente/parapente motorizado, estas possuem duas partes distintas: um revestimento protetor (normalmente de poliéster) e um núcleo interno que suporta todos os carregamentos e esforços. Em relação ao material utilizado no núcleo, existem dois materiais principais utilizados como fibras no núcleo: o *dyneema* e as fibras de aramida (*technora*, *kevlar* ou *twaron*). Os outros materiais utilizados são o *vecran* e o *xylon* [8].

Relativamente à restante estrutura/armação de um parapente motorizado, este pode ser constituído por vários materiais, como materiais compósitos reforçados com fibra de carbono (fibra de vidro ou *kevlar*) entre outros, como é o caso da armação do parapente elétrico E-glider. Porém, também existem muitas outras inovações em termos de equipamento tecnológico para otimizar a autonomia e conforto em voo, como o equipamento utilizado no parapente elétrico Razeebuss Radicall.

III. Modelo de Estudo do Parapente Elétrico

O parapente elétrico, designado por ParaFlyVOne, é um novo conceito de parapente motorizado que apresenta várias vantagens comparativamente aos parapentes elétricos mais recentes. Pode-se dizer que o ParaFlyVOne apresenta duas fases distintas, quando o piloto está em terra e quando o piloto está no ar. Na primeira fase, o ParaFlyVOne não apresenta vantagens significativas relativamente aos restantes parapentes elétricos, uma vez que o piloto também suporta o conjunto através de uma cintas ligadas à estrutura. Embora a massa total seja inferior ao dos outros parapentes motorizados e além disso possua uma distribuição mais equilibrada dos seus componentes (a massa das baterias faz um balanceamento com a massa do grupo motopropulsor). Em relação à segunda fase, a etapa de voo, o novo conceito apresenta as seguintes vantagens comparativamente aos parapentes motorizados existentes: (1) o parapente elétrico ParaFlyVOne apresenta um conceito de um voo mais próximo do parapente, visto que o piloto em voo não suporta o equipamento e o motor pode ser ligado ou desligado a qualquer momento, (2) o equilíbrio da estrutura é independente da postura do piloto em voo, ou seja, todos os componentes estão em equilíbrio e o piloto pode assumir a posição de voo mais conveniente, (3) a estrutura é separada fisicamente do piloto, portanto a posição do piloto não afeta o eixo de tração e esta é transmitida diretamente aos mosquetões do parapente. Da mesma forma, o binário do motor é transmitido diretamente ao parapente contrariamente aos parapentes motorizados usuais e (4) a estrutura é bastante leve e fácil de montar/desmontar podendo todo o equipamento ser transportado numa única mochila. Apesar destas vantagens o ParaFlyVOne continua a apresentar desvantagens, sendo o seu maior inconveniente que a posição de cada componente ou a sua massa não deve ser alterada na estrutura, uma vez que colocaria em causa o seu equilíbrio. Da mesma forma, o binário e a tração do motor também estão limitados para o correto funcionamento do ParaFlyVOne.

De acordo com a legislação Francesa atual, o ParaFlyVOne é um parapente motorizado integrado na classe 1 de Ultraleves Motorizados (ULM) e como tal rege-se pela circular 34864ULM. Esta circular regulamentada pela Direction Générale de l'Aviation Civile indica que o ultraleve motorizado de classe 1 não deve apresentar deformações permanentes até o fator de carga mínimo de 3,5 e não deve fraturar até um fator de carga de 5,25 (considerando um coeficiente global de segurança mínimo de 1,5 aplicado nas cargas críticas). O protótipo inicial e que foi testado experimentalmente não apresentou deformações plásticas até ao fator de carga de 6 e só iniciou a rutura após a aplicação de um fator de carga de 9 [9]. Apesar deste protótipo cumprir a circular 34864ULM demonstrou que a estrutura estava sobredimensionada, o processo fabríco era bastante complicado e o formato da estrutura não era o mais indicado (dependendo da altura do piloto). Por isso, neste artigo a nova estrutura apresenta um formato bastante semelhante à estrutura antiga, mas com a aplicação de ângulos/dimensões diferentes e um maior número de furos para permitir a passagem de cabos internamente, Figura 1. Relativamente ao material e devido à sua massa e disponibilidade comercial, a liga de alumínio 5086-H12 surgiu como o caminho mais indicado, sendo posteriormente reforçada com fibra de vidro-epóxi nas regiões mais carregadas.

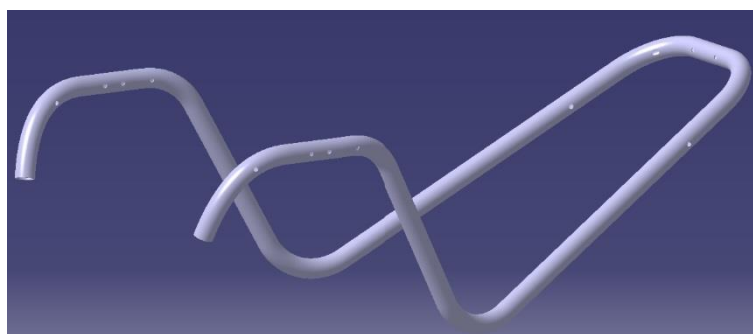


Figura 1: Representação da nova estrutura do ParaFlyVOne.

IV. Criação do Modelo Numérico da Estrutura do ParaFlyVOne

A Análise de Elementos Finitos ou em inglês *Finite Element Analysis* (FEA) pode ser definida como uma representação matemática de um sistema físico constituída por 2 etapas principais: o pré-processamento e o pós-processamento. O pré-processamento, inclui a construção ou implementação da estrutura, a introdução das propriedades dos materiais, a escolha da malha e a aplicação das condições de fronteira. O pós-processamento consiste no tratamento e análise da informação obtida [10].

Antes da análise numérica é necessário, em primeiro lugar, a criação da geometria. Neste caso, a estrutura do ParaFlyVOne presente na Figura 1 foi desenhada em CATIA V5. A estrutura é constituída por um tubo de alumínio (liga de alumínio 5086-H12) com 1,5mm de espessura, diâmetro de 25mm e com um comprimento de 925mm. A forma da estrutura e a localização de cada furo foi projetada consoante a massa de cada componente para que a estrutura estivesse na posição ideal durante o voo. Para a ligação dos componentes de voo, foram realizados vários furos de 6mm, mas também foram feitos furos adicionais com dimensões variáveis para a passagem interna de cabos (cabo de comando de potência e cabo de baterias) bem como colocação de cintas. Em algumas regiões do tubo também foram aplicadas várias camadas de fibra de vidro-epóxi com 0,5mm, sendo cada fibra orientada longitudinalmente (ou seja, ao longo do tubo). O número de camadas é dependente do nível de resistência de cada região para validar o critério de falha Tsai-Wu. A estrutura final de alumínio com a aplicação do reforço fibra vidro-epóxi tem uma massa de 0,96kg.

Após a construção da geometria segue-se a implementação computacional. O primeiro passo para uma implementação computacional é a identificação do problema que se pretende resolver. Neste caso, a análise realizada foi uma análise estrutural estática parcialmente não linear o que permitiu a obtenção do desempenho exato da estrutura, mas com um tempo de processamento mais elevado comparativamente com uma análise linear. Porém, como dois dos objetivos eram a verificação de uma falha estrutural e o cálculo do fator de segurança da peça (FS), a obtenção dos resultados exatos tornava-se crucial.

A primeira tarefa numa análise de uma estrutura pelo método dos elementos finitos é selecionar o elemento a ser utilizado de acordo com a precisão, custo de processamento e com o problema que se pretende resolver. Neste artigo, o tipo de elemento escolhido para o tubo de alumínio foi o elemento tetraédrico de alta ordem (10 nós quadrático), enquanto que para as camadas de fibra de vidro-epóxi foram implementados os elementos casca “quad-dominant” (4 nós). Embora a escolha do elemento seja importante, é ainda mais importante a uniformidade e densidade correta da malha. O objetivo é encontrar a malha menos densa possível que permite atingir soluções precisas, ou seja, valores finitos e independentes do refinamento da malha. Para isso, foi realizado um estudo da densidade da malha o que permitiu concluir que a malha ideal para a casca devia ter elementos de 0,5mm, para o tubo elementos com um tamanho de 0,8mm e para os furos com uma maior concentração de tensões a aplicação de 2 níveis de refinamento, Figura 2.

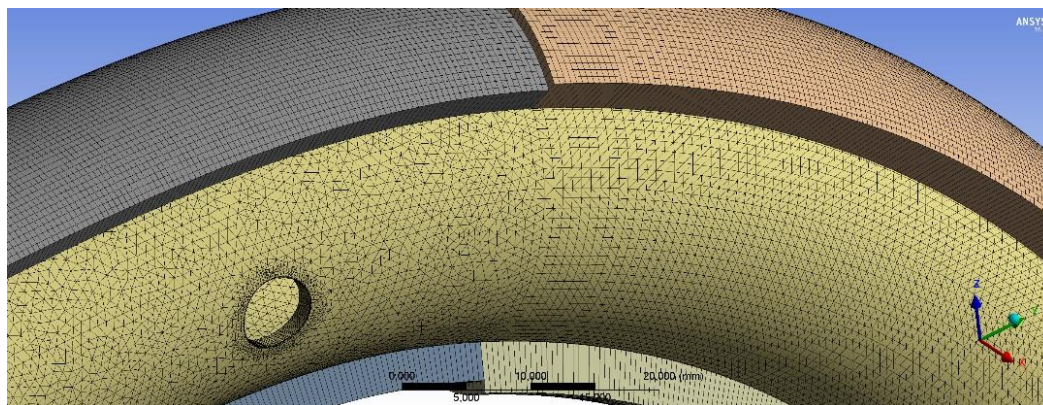


Figura 2: Representação de uma região da estrutura onde se pode visualizar o tipo de malha e elementos utilizados para as camadas de fibra de vidro-epóxi e para o tubo de alumínio.

Por fim, foi realizada a introdução das condições de fronteira. O objetivo principal desta fase consiste na aplicação dos carregamentos que mais se aproximam das condições do ambiente operacional. A estrutura do parapente motorizado representa um caso de uma estrutura livre uma vez que não existe nenhuma área fixa. Esta estrutura encontra-se em equilíbrio devido à disposição adequada de cada um dos componentes na estrutura, sendo os furos de ligação da asa responsáveis por anular todos os efeitos das restantes forças provocadas pelas baterias, piloto e grupo motopropulsor, Tabela 1. Também foram aplicadas duas restrições de deslocamento de translação e rotação nos furos correspondentes à ligação da asa para permitir ou limitar movimentos estruturais de acordo com a atuação do dispositivo no ambiente real. Relativamente às cargas de inércia, foi aplicada a força gravítica e a sua correspondente para cada fator de carga (3,5 e 5,25), contudo estas poderiam ser ignoradas porque são mais pequenas comparadas com as restantes cargas aplicadas. Todas estas condições foram introduzidas considerando uma análise estática e, portanto, cada parâmetro mantém-se constante.

Tabela 1: As cargas principais introduzidas nas condições de fronteira do ANSYS.

Motor desligado	Motor em funcionamento		Fatores de Carga		
			1	3,5	5,25
		Peso da Bateria	100N	350N	525N
		Peso do Piloto (posição +43mm)	1000N	3500N	5250N
		Peso do Piloto (posição +70mm)	700N	2450N	3675N
		Peso do Grupo Motopropulsor	70N	245N	367,5N
		Momento do Grupo Motopropulsor	8960Nmm	31360Nmm	47040Nmm
		Tração do Motor	550N		
		Binário do Motor	50000Nmm		

V. Resultados Numéricos e Discussão

A última etapa do processo de uma análise de elementos finitos é o pós-processamento, ou seja, o tratamento do conjunto de dados obtidos. Segundo os objetivos desta análise estrutural pretende-se verificar a resistência da estrutura e realizar a otimização do *design* satisfazendo determinados critérios. Um desses critérios é prevenir uma deformação plástica até ao fator de carga 3,5 e uma falha estrutural até ao fator de carga 5,25. A análise de elementos finitos foi realizada para 3 fatores de carga distintos: 1, 3,5 e 5,25, onde cada fator de carga considerou 2 estados do motor (parado e em funcionamento com a potência máxima) e dois pilotos distintos (100daN e 70daN). No entanto, neste capítulo só são analisados ao pormenor os dois fatores de carga mais críticos para o piloto de 100daN, uma vez que o comportamento do piloto de 70daN é análogo e possui valores com uma magnitude ligeiramente menores. Os resultados obtidos para cada análise foram a deformação total, a tensão equivalente, o fator de segurança e o critério de falha.

Deformação Total para a Estrutura sem Reforço

A deformação total (em inglês, *total deformation*) pode ser definida como a junção das várias deformações direcionais, sendo dada pela Equação 1, [11]. As 3 componentes U_x , U_y e U_z bem como a deformação total U da peça podem ser obtidas individualmente. Neste artigo, a deformação globalizada da estrutura foi o único critério retirado da análise estrutural para todos os casos testados.

$$U = \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2} \quad (1)$$

As Figuras 3 e 4 representam as cargas resultantes, do peso/momento e binário do grupo motopropulsor que atuam na parte traseira da estrutura para ambos os pilotos. A intensidade de cada força resultante aplicada tanto na parte superior e inferior dos furos origina a deformação total que a estrutura apresenta em cada caso. Como os fatores de carga de 3,5 e 5,25 (3,5 considerando um fator de segurança mínimo de 1,5, i.e, $3,5 \times 1,5 = 5,25$) são os casos mais críticos apenas estes estão representados nas figuras seguintes. Relativamente aos fatores de cargas 3,5 e 5,25 com o motor desligado, as forças resultantes aplicadas na parte mais traseira da peça com sentido contrário ao eixo do z possuem uma intensidade superior às forças resultantes aplicadas na parte mais dianteira com sentido positivo de z. Assim, a estrutura irá deslocar-se no sentido das forças com maior intensidade (em sentido contrário ao eixo do z) como está representado nas Figuras 5 e 7, onde o modelo sem carregamento está representado a cinzento. Por outro lado, para os mesmos fatores de carga só que com o motor em funcionamento a adição do binário torna mais difícil a perceção do deslocamento da estrutura. O seu deslocamento já não será linear ao longo da secção traseira e o sentido de movimento do binário permite a rotação da peça e um deslocamento superior na região representada a vermelho, Figuras 6 e 8.

Relativamente aos valores obtidos deve-se indicar que os resultados de deformação máxima para o fator de carga 5,25 com e sem o motor em funcionamento são bastante elevados para ambos os pilotos. Para o fator de carga 5,25 com o motor desligado (Figura 7), a deformação atinge cerca de 11% do comprimento total o que para uma peça com apenas 925mm é um valor demasiado elevado. No entanto, a aplicação de fibra de vidro-epóxi irá diminuir o valor da deformação máxima e assim tornar viável o modelo estrutural.

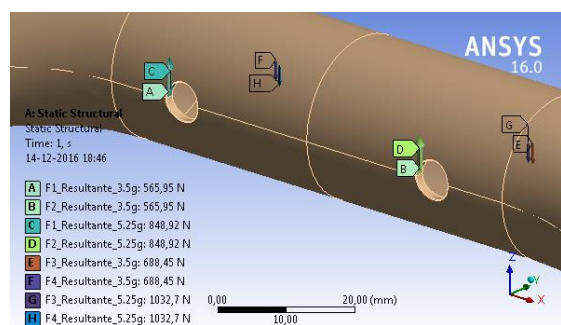


Figura 3: Forças resultantes com o motor desligado.

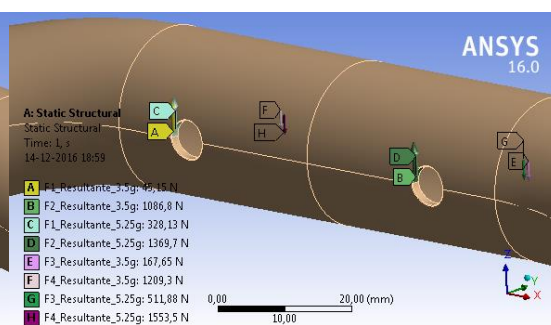


Figura 4: Forças resultantes com o motor ligado.

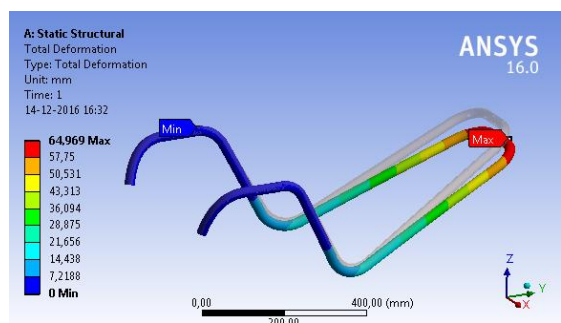


Figura 5: Deformação total para o fator de carga 3,5, piloto de 100daN e motor desligado.

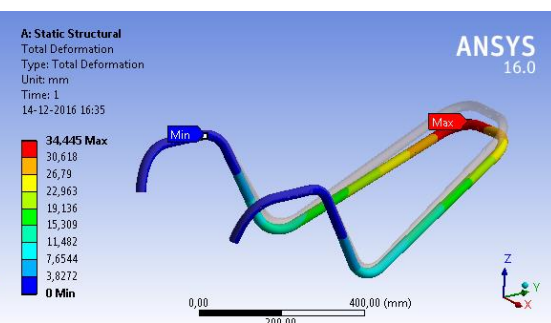


Figura 6: Deformação total para o fator de carga 3,5, piloto de 100daN e motor ligado.

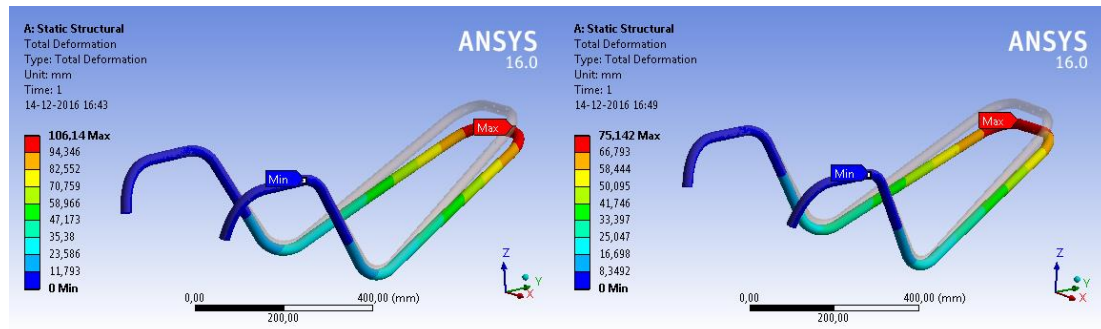


Figura 7: Deformação total para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.

Figura 8: Deformação total para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor ligado.

Deformação Total para a Estrutura com Reforço

Após a aplicação das camadas de fibra de vidro-epóxi, foram retirados novamente os resultados para os casos mais críticos, ou seja, para o fator de carga 5,25 com o motor desligado/funcionamento e piloto de 100daN. Como era de esperar, a utilização de um material de reforço diminuiu consideravelmente os valores de deformação total da peça, $44,19mm < 106,14mm$ e $31,35mm < 75,14mm$ (Figuras 9 e 10). A deformação máxima da peça com reforço fica próximo dos 5% do comprimento total, o que representa uma diminuição superior a 50% da deformação total máxima da estrutura sem reforço. Desta forma, a aplicação do segundo material valida a estrutura a nível de deformação.

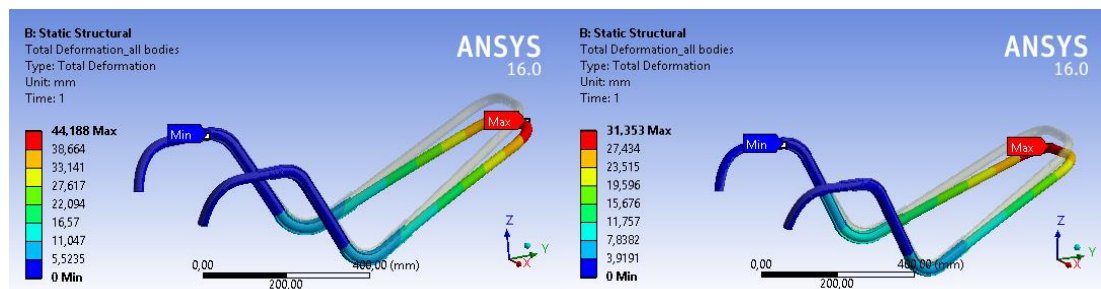


Figura 9: Deformação total para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.

Figura 10: Deformação total para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor ligado.

Tensão Equivalente e Fator de Segurança para a Estrutura sem Reforço

A tensão retirada foi a tensão equivalente (σ_e) ou a tensão de Von Mises e aplicou-se o fator de segurança para cada caso. O fator de segurança (FS) é dado pela razão entre a tensão limite do material (a tensão de cedência σ_y para o fator de carga 1 e 3,5; e a tensão de rutura para o fator de carga 5,25) e a tensão equivalente máxima ($\sigma_{e,max}$) obtida na estrutura, ou seja, $FS = \sigma_y / \sigma_{e,max}$. O objetivo em cada análise é que o fator de segurança seja superior a 1,65 uma vez que em aeronáutica o FS para carregamentos estáticos é de 1,5 e para materiais metálicos multiplica-se um coeficiente de incerteza de 1,1, resultando num fator de segurança mínimo de 1,65.

Segundo a circular 34864ULM, a peça não pode apresentar deformações plásticas para um fator de carga de 3,5 e da mesma forma a peça não pode fraturar até um fator de carga de 5,25. Considerando que a liga de alumínio utilizada possui uma tensão de cedência de 220MPa e uma tensão de rutura de 300MPa torna-se claro pelas Figuras 11, 12, 13 e 14 que os requisitos não são cumpridos. Para o fator de carga 3,5 com o motor parado ou em funcionamento os valores das tensões equivalentes máximas são superiores à tensão de

cedência do material, ou seja, $269,21\text{MPa} > 220\text{MPa}$ e $275,34\text{MPa} > 220\text{MPa}$, Figuras 11 e 12 respetivamente. O mesmo acontece para o fator de carga de 5,25, onde a tensão equivalente máxima do material é superior à tensão de rutura do alumínio, Figuras 13 e 14. Contudo, é importante verificar que estes valores máximos são muito concentrados, nos furos de ligação da asa e os valores seguintes apresentam uma diminuição por vezes significativa da tensão máxima. Assim, existe a possibilidade de estes valores corresponderem a erros numéricos e, portanto, não se verificarem na realidade. De qualquer das formas, os furos de ligação da asa são as regiões mais problemáticas e devem ser reforçadas com a introdução de outro material na zona dos furos, por exemplo um casquilho.

Como nenhum dos requisitos são cumpridos é natural que o fator de segurança seja inferior a 1 para todos os casos. Assim, para o fator de carga 3,5 com o motor desligado, o fator de segurança mínimo é de $FS = (220/269,21) = 0,82$. O mesmo raciocínio se aplica para o fator de carga 5,25 só que o elemento do numerador é a tensão de rutura do alumínio (300MPa). Por exemplo, considerando o fator de carga 5,25 com o motor em funcionamento, tem-se que o fator de segurança mínimo é de $FS = (300/435,78) = 0,69$. Concluindo, os resultados obtidos mostram claramente que para a liga de alumínio utilizada a circular 34864ULM não é cumprida o que torna necessário a aplicação de material de reforço.

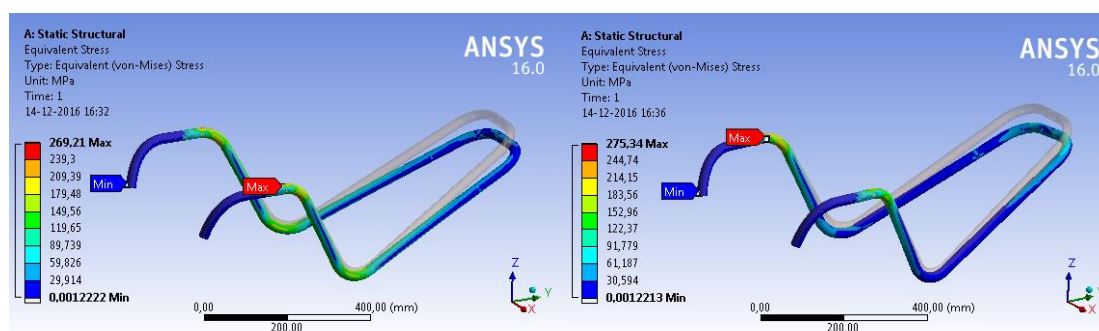


Figura 11: Tensão equivalente para o fator de carga 3,5, piloto de 100daN e motor desligado.

Figura 12: Tensão equivalente para o fator de carga 3,5, piloto de 100daN e motor ligado.

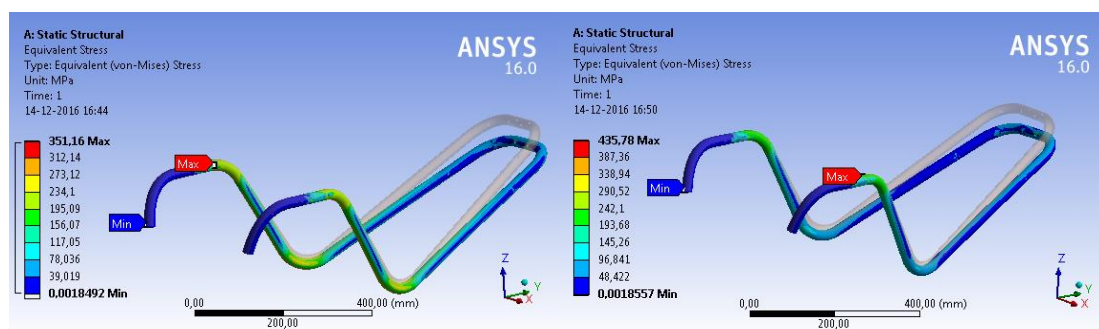


Figura 13: Tensão equivalente para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.

Figura 14: Tensão equivalente para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor ligado.

Tensão Equivalente e Critério de Falha para a Estrutura com Reforço

As análises foram realizadas mais uma vez para os casos mais críticos, ou seja, para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN com e sem motor em funcionamento. Para a verificação do número de camadas mínimas de fibra de vidro-epóxi, utilizou-se o critério de falha Tsai-Wu. Pelos resultados obtidos, pode-se constatar que este critério de falha valida o número de camadas visto que os valores indicadores são inferiores a 1, Figuras 15 e 16. Para o caso de

motor desligado (Figura 15) só é apresentado um lado do tubo porque as cargas aplicadas são simétricas e, portanto, ele reage de igual forma nas duas metades. Neste caso, o valor máximo atingido segundo o critério de falha de Tsai-Wu é de 0,87, sendo este valor máximo correspondente a um fenômeno pontual que podem nem se verificar em ambiente real. O mesmo acontece para o motor em funcionamento onde a Figura 16 apresenta um pico, mas a média indicadora é favorável e bastante menor que 1. Apesar do programa validar o número de camadas para ambos os casos, as camadas de fibra de vidro-epóxi aqui implementadas podem apresentar propriedades diferentes do material que será aplicado na realidade. Devido a esse fator, é uma salvaguarda utilizar um número superior de camadas e aumentar a área de abrangência do material para a estrutura verdadeira.

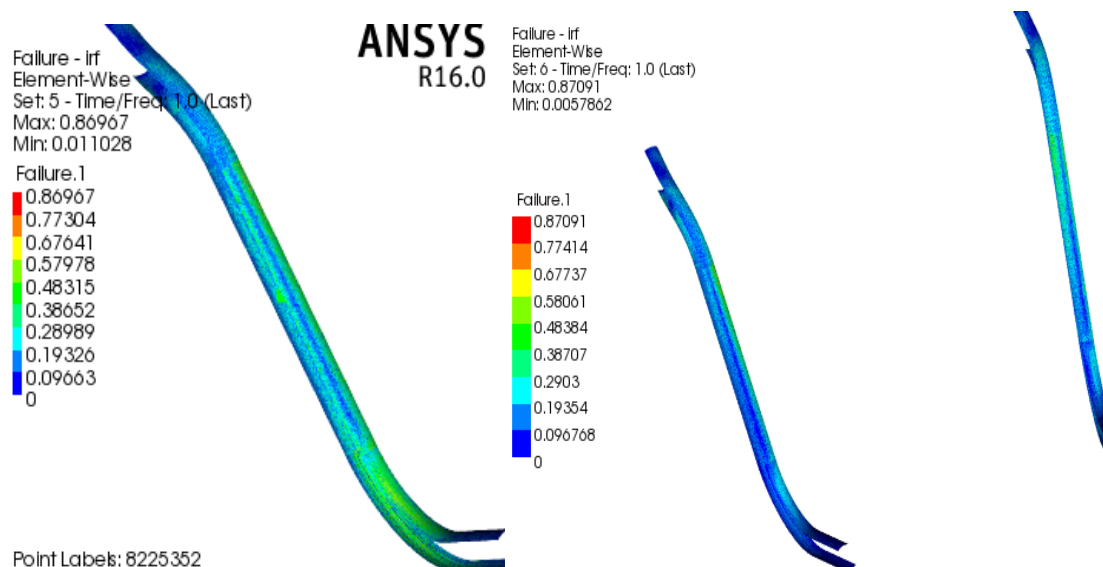


Figura 15: Verificação do critério de falha Tsai-Wu para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.

Figura 16: Verificação do critério de falha Tsai-Wu para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor ligado.

Como seria de esperar, a aplicação do material de reforço além de diminuir a deformação total também diminuiu o valor das tensões. É possível verificar que para o fator de carga 5,25 motor desligado e piloto de 100daN, a aplicação da fibra de vidro-epóxi permitiu o cumprimento da circular 34864ULM uma vez que $287,83\text{MPa} < 300\text{MPa}$, Figura 17. Contudo, com o aumento do número de ciclos de aplicação de carga, a estrutura acabava por criar fendas nos furos de ligação da asa e mais tarde fraturar visto que o fator de segurança é muito reduzido. Relativamente ao caso do motor em funcionamento, a estrutura continua a não aguentar os esforços aplicados nos furos de ligação da asa à estrutura, no entanto existe uma redução significativa da magnitude da tensão máxima, Figura 18. Assim, a aplicação de um terceiro material nos furos de ligação da asa é fundamental para evitar uma falha catastrófica da estrutura e levar ao cumprimento da circular 34864ULM.

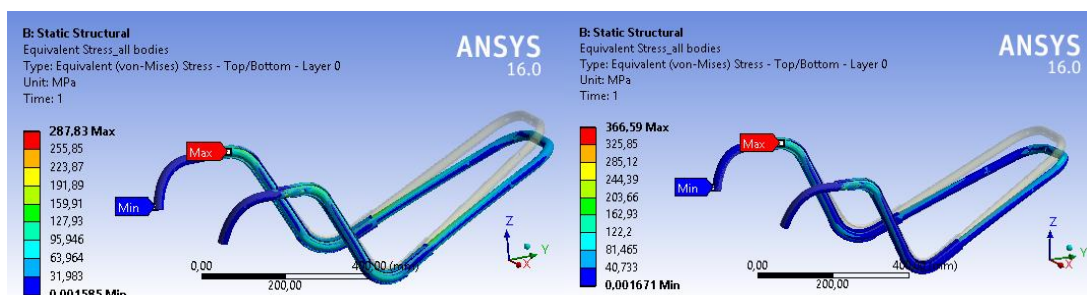


Figura 17: Tensão equivalente para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor desligado.

Figura 18: Tensão equivalente para o fator de carga 5,25, piloto de 100daN e motor ligado.

VI. Considerações Finais

Os principais objetivos deste artigo eram o estudo de uma nova estrutura do parapente elétrico ParaFlyVOne e a compreensão do seu comportamento global para diferentes fatores de carga. Com esse intuito, criou-se a nova estrutura em CATIA V5 através da alteração da geometria do primeiro protótipo e uma simplificação dos materiais utilizados.

A obtenção do desempenho global da estrutura para diferentes carregamentos impostos pela circular 34864ULM de classe 1 só foi conseguida com uma análise de elementos finitos. A primeira análise estrutural realizada em ANSYS para a estrutura tubular de alumínio permitiu concluir que ocorria um grande deslocamento/deformação na parte traseira da estrutura, enquanto que no caso das tensões equivalentes atingiam-se valores superiores ao limite do material em zonas específicas. Assim, era imprescindível a aplicação de material de reforço, ou seja, das camadas de fibra de vidro-epóxi nas regiões mais fragilizadas do modelo. A aplicação deste material de reforço permitiu uma diminuição da deformação total e da tensão equivalente máxima. Consequentemente, a utilização das várias camadas de fibra de vidro-epóxi validou a estrutura em termos de deformações, no entanto em termos de tensões máximas a região de ligação da asa continua a apresentar tensões superiores à tensão limite do material. Assim, o recurso a uma liga de alumínio mais resistente, manga de kevlar (+45° e -45°) em torno do tubo e a introdução de um terceiro material nos furos de ligação da asa poderiam levar ao cumprimento da circular 34864ULM para toda a estrutura e validar a utilização de um único tubo metálico.

Por fim, para um trabalho futuro deve-se realizar um teste experimental deste modelo e validar a análise numérica por comparação dos resultados obtidos. Caso os resultados sejam semelhantes e, portanto, o modelo passe os testes de validação ele pode ser utilizado para antecipar e prever outros comportamentos futuros. Também seria interessante testar experimentalmente a estrutura com as alterações que aqui foram sugeridas (liga metálica mais resistente, utilização de uma manga de kevlar e um casquilho no furo de ligação da asa) para verificar se cumpre os requisitos da circular 34864ULM.

Referências

- [1] E. Madenci e I. Guven, *The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS*, Arizona: Springer, 2006.
- [2] F. C. Campbell, *Manufacturing Processes for Advanced Composites*, Oxford: Elsevier, 2004.
- [3] T. Sinmazçelik, E. Avcu, M. Ö. Bora e O. Çoban, “A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods,” *Materials and Design*, vol. 32, p. 3671–3685, 2011.
- [4] A. Vlot, *Glare: History of the Development of a New Aircraft Material*, Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2004.
- [5] G. Wu e J. Yang, “The Mechanical Behavior of GLARE Laminates for Aircraft Structures,” *JOM: the journal of the Minerals, Metals & Materials Society*, vol. 57, pp. 72-79, 2005.
- [6] V. Shestov, V. Antipov, O. Senatorova e V. Sidel'nikov, “Structural Laminates Aluminum-Glass-Fiber Materials 1441-Sial,” *Metal Science and Heat Treatment*, vol. 55, pp. 483-485, 2014.
- [7] “Hang Glider Sailcloth Information,” Wills Wing, [Online]. Available: <https://www.willswing.com/hang-gliders/hang-glider-sailcloth-information/>. [Acedido em 2 Agosto 2016].
- [8] “Paragliding Lines,” Skywings Magazine, [Online]. Available: <http://www.bhpa.co.uk/sport/bhpa/skywings/>. [Acedido em 6 Setembro 2016].
- [9] M. P. Jacob, “Estrutura de um Novo Conceito de Parapente Motorizado,” Tese de Mestrado de Eng. Aeronáutica, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2014.
- [10] D. V. Hutton, *Fundamentals of Finite Element Analysis*, New York: McGraw-Hill, 2004.
- [11] ANSYS, “Fundamental FEA Concepts and Applications”. USA 2010.

